ICAM 2025

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

Международной научно-технической конференции
по авиационным двигателям

1930 95 2025 ЦИАМ

Государственный научный центр РФ
«Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2025

СБОРНИК ТЕЗИСОВ
ТОМ I

Москва
ЦИАМ им. П.И. Баранова
2025

УДК 621.45:061.3
ББК 39.55
М43

Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям
М43 **ICAM 2025** : сборник тезисов / Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова». – М. : ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2025. – 1361 с. : ил.
ISBN 978-5-94049-062-3

Сборник включает тезисы докладов, представленных на Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2025, проведенной 1–3 декабря 2025 года. В рамках одиннадцати тематических секций рассмотрены как фундаментальные, так и прикладные проблемы создания авиационных двигателей: газовая динамика и горение; силовые и энергетические установки; лопаточные машины; бескомпрессорные двигатели; системы автоматического управления, контроля и диагностики; прочность, надежность, новые конструкционные материалы и технологии; авиационная химмотология; испытания, методы и средства измерений; цифровизация.

УДК 621.45:061.3
ББК 39.55

ISBN 978-5-94049-062-3

© Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, 2025

ОГЛАВЛЕНИЕ

Раздел I. Авиационные двигатели, силовые и энергетические установки 4

Раздел II. Лопаточные машины 182

Раздел III. Газовая динамика и горение 350

РАЗДЕЛ I

АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ, СИЛОВЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

ИССЛЕДОВАНИЯ ЦИАМ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА ПО АВИАЦИОННЫМ СИЛОВЫМ УСТАНОВКАМ

А.В. Луковников[1], С.В. Купцов[1], Е.В. Пенясов[1], А.С. Полев[1], О.А. Смоляков[2]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
[2] ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского», Москва

Рассмотрены направления и перспективы развития авиационных двигателей и силовых установок летательных аппаратов различного назначения. Проведен краткий обзор ведущихся в ЦИАМ расчетно-экспериментальных исследований и работ, направленных на формирование научно-технического задела по перспективным авиационным двигателям и силовым установкам: газотурбинным, поршневым, гибридным, электрическим. Рассмотрены результаты отработки основных критических технологий применительно к отдельным узлам, системам, газогенераторам двигателей для силовых установок перспективных самолетов и вертолетов различного назначения.

CIAM RESEARCH TO ENSURE THE CREATION OF SCIENTIFIC AND TECHNICAL GROUNDWORK FOR AVIATION PROPULSION SYSTEMS

A.V. Lukovnikov[1], S.V. Kuptsov[1], E.V. Penyasov[1], A.S. Polev[1], O.A. Smolyakov[2]
[1] CIAM, Moscow, Russia
[2] NRC “Zhukovsky Institute”, Moscow, Russia

The directions and prospects for the development of aviation engines and propulsion systems of aircraft for various purposes are considered. A brief overview is given of the computational and experimental research and work carried out at CIAM to form a scientific and technical groundwork for promising aircraft engines and propulsion systems: gas turbine, piston, hybrid, electric. The results of testing the main critical technologies related to individual components, systems, engine gas generators of propulsion systems of prospective aircraft and helicopters for various applications are presented.

1 Введение

В настоящее время экологические показатели гражданской авиации становятся одними из главных, определяющих ее конкурентоспособность и беспрепятственную эксплуатацию на международных авиалиниях. Благодаря постоянному внедрению новых технологий в конструкцию летательного аппарата (ЛА) и силовую установку (СУ) за последние 30 лет эксплуатации пассажирских самолетов удалось уменьшить затраты топлива на пассажиро-километр более чем на 60%. Однако долгосрочные цели ИКАО и государственных органов США и Европы предусматривают создание к 2050 году гражданской авиации с нулевой эмиссией CO_2 за жизненный цикл топлива [1]. Достижение столь амбициозных целевых показателей планируется добиться благодаря применению альтернативных видов топлива, в том числе криогенных, а также внедрению новых перспективных технологий, направленных на повышение эффективности ЛА и СУ.

В ведущих зарубежных странах активно ведутся обликовые исследования «экологичных» перспективных пассажирских и транспортных самолетов, вертолетов, аэротакси и СУ для них. Двигателестроительные фирмы США, Евросоюза, Китая, Японии, Южной Кореи и ряда других стран при широкой государственной поддержке реализуют программы по концептам перспективных двигателей традиционных и нетрадиционных схем газотурбинных двигателей (ГТД), а также гибридных (ГСУ) и полностью электрических силовых установок (ЭСУ) для ЛА следующего поколения.

В нашей стране авиационными отраслевыми институтами, в том числе Центральным институтом авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ), образованным в 1930 г. и отмечающим в этом году свой 95-летний юбилей, предприятиями АО «ОДК», авиационными вузами и другими организациями ведутся аналогичные исследования по перспективным направлениям развития СУ. При этом реализуется общепринятая концепция создания новой авиационной техники (АТ) путем опережающего создания и накопления соответствующего научно-технического задела (НТЗ) [2] и поэтапного повышения уровня готовности технологий (УГТ), необходимых для данного образца АТ [3].

2 Исследования ЦИАМ перспективных СУ

В ЦИАМ, являющейся одной из организаций, отвечающей за формирование направлений развития авиадвигателестроения в России, непрерывно выполняются комплексные научно-исследовательские работы (НИР), направленные на создание НТЗ, формирование конструктивно-схемных решений и отработку перспективных и критических технологий (КТ) СУ. Рассматриваются различные типы СУ и двигателей – от авиационных поршневых (АПД) и роторно-поршневых (РПД) двигателей до ГТД, ГСУ и ЭСУ (рис. 1).

Рис. 1. Основные направления исследований ЦИАМ по авиационным двигателям и силовым установкам

В настоящее время исследования, направленные на создание прорывных отечественных технологий, осуществляются в рамках «сквозных» комплексных научно-технологических проектов (КНТП), в которых предполагается системная интеграция новых разрабатываемых технологий для перспективной гражданской АТ с доведением УГТ до 6-го уровня, т.е. до создания летных демонстраторов технологий (ЛДТ). Т.е. запланировано создание НТЗ, достаточно зрелого для принятия решения о начале разработки (уже в рамках ОКР) на его основе новых образцов АТ следующего поколения.

Национальным исследовательским центром «Институт имени Н.Е. Жуковского» и входящими в его состав авиационными отраслевыми институтами, в т.ч. и ЦИАМ, синхронно ведутся исследовательские работы по следующим КНТП (см. рис. 2) [4]:

- «Сверхзвуковой гражданский самолет» (СГС) – создание НТЗ для разработки сверхзвукового гражданского самолета нового поколения (ЛДТ СГС имеет собственное название «Стриж»), его СУ и бортовых систем [5]. Для маршевой СУ (МСУ) СГС рассматриваются как традиционные турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) со смешением потоков контуров, так и двигатели изменяемого рабочего процесса. Бортовая энергетическая установка (ЭУ) рассматривается на базе «более электрического» малоразмерного ГТД, предусматривающего отбор от него на самолетные нужды только электрической энергии;

- «Интеграл» – создание НТЗ в обеспечение разработки магистральных (МС) и региональных (РС) самолетов нового поколения. В качестве МСУ для ЛДТ магистрального самолета (ЛДТ-МС) рассматривается ТРДД с высокой степенью двухконтурности и редукторным приводом вентилятора. Для ЛДТ регионального самолета (ЛДТ-РС) исследуются как традиционные МСУ на базе ГТД (ТРДД, турбовинтовые двигатели), так и гибридные и электрические СУ. Окончательный выбор типа СУ будет сделан по результатам всесторонней оценки ее эффективности;

- «Вертикаль» – создание НТЗ в обеспечение разработки винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА) различных схем нового поколения. В качестве СУ рассматриваются гибридные и полностью электрические.

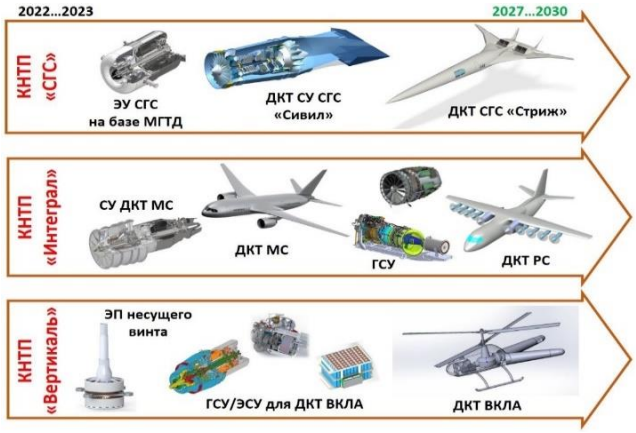


Рис. 2. Направления исследований по перспективным ЛА и СУ в рамках КНТП

Требования к характеристикам и параметрам демонстраторов СУ формируются на основе «увязки» с прогнозными летно-техническими характеристиками самих ЛДТ, с учетом реализуемых значений их массового и аэродинамического совершенства, а также с учетом достижения требуемых показателей в демонстрационных образцах СУ.

3 Исследования по СУ перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов

В рамках КНТП «СГС» ведутся фундаментальные исследования и прикладные разработки, направленные на отработку КТ на демонстраторах самолета и СУ [6, 7]. Для обеспечения наибольшей эффективности НИР и дальнейшего внедрения ее результатов в отрасль важным является определение облика самолета и всех его систем, в том числе СУ. К маршевому двигателю СГС предъявляются противоречивые требования с точки зрения реализации приемлемой топливной эффективности (для обеспечения заданной сверхзвуковой дальности полета) и удовлетворения требованиям по шуму на взлете и эмиссии NO_X и CO_2. Для снижения удельного расхода топлива $C_{уд}$ в ТРДД требуется повышение параметров рабочего процесса (суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi^*_{к\Sigma}$ и температуры газа перед турбиной $T^*_г$) и увеличение степени двухконтурности m. Однако рост m приводит к увеличению потребного расхода воздуха через двигатель $G_в$ (для сохранения потребной тяги), диаметральных габаритов, массы и сопротивления СУ. Увеличение $\pi^*_{к\Sigma}$ приводит к повышению выбросов NO_X, росту температуры воздуха по тракту компрессора, что усугубляет проблемы охлаждения конструкции, особенно лопаток последних ступеней компрессора высокого давления (КВД). Увеличение $T^*_г$ усложняет охлаждение элементов «горячей» части двигателя, в особенности, соплового аппарата (СА) и рабочих лопаток (РЛ) турбины высокого давления (ТВД). Как видно, задача выбора параметров рабочего процесса двигателя и СУ в целом становится весьма нетривиальной, требующей учета удельных, прочностных, ресурсных, стоимостных и других показателей.

В качестве примера на рис. 3 показаны элементы СУ СГС среднесрочной перспективы. Предусматривается широкое применение в конструкции ТРДД перспективных материалов, в том числе полимерных (ПКМ) и керамических композиционных. Ведется поэтапная отработка ряда КТ практически для всех узлов и элементов СУ: КВД, камеры сгорания (КС), ТВД, воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ) для охлаждения ТВД, турбины низкого давления (ТНД) и др. Эта отработка должна показать принципиальную возможность технической реализации газогенератора (ГГ) с допустимым уровнем прочностных и тепловых напряжений в его элементах при обеспечении приемлемого ресурса для самолета гражданского назначения (тысячи часов). При этом следует отметить, что двигатель в полете работает на режимах, близких к максимальным, а СУ в целом – в условиях повышенных температур воздуха на входе и перед КС, что усложняет задачу обеспечения надежной работы СУ СГС.

4 Концепция семейств авиационных двигателей на базовом газогенераторе

Важным преимуществом отечественной двигателестроительной отрасли является наличие серийных, эффективных и надежных «базовых» ГГ в различных классах размерности (тяги/мощности), на основе которых в более короткие сроки возможно создание ГТД и ГСУ различных схем и типов.

В ЦИАМ ведется разработка ГГ возможного семейства малоразмерных ГТД (рис. 4): турбореактивных (ТРД) (в том числе ТРДД), турбовальных (ТВГТД) и турбовинтовых двигателей (ТВД), в том числе с регенерацией теплоты. Такие двигатели могут находить применение на гражданских пилотируемых ЛА авиации общего назначения и

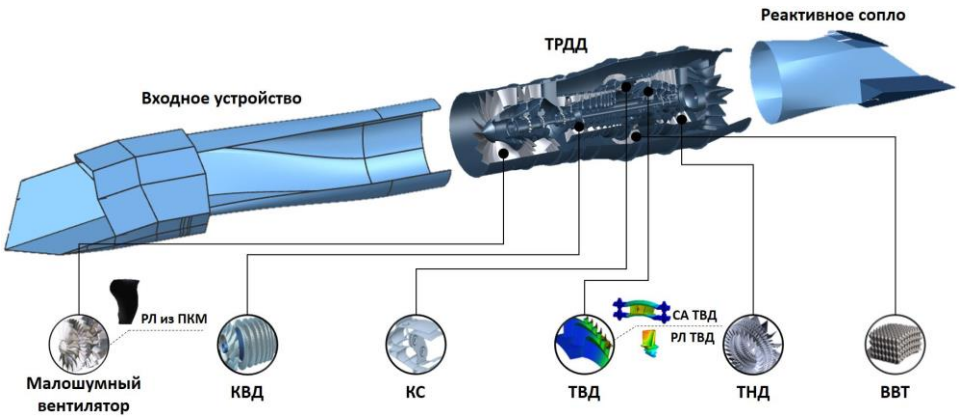


Рис. 3. Отработка технологий СУ СГС среднесрочной перспективы

местных воздушных линий, а также в беспилотных авиационных системах различного назначения.

Ключевым моментом в рассматриваемом семействе является упрощение конструкции, исключение сложных производственных технологий и удешевление серийного изготовления двигателей [8].

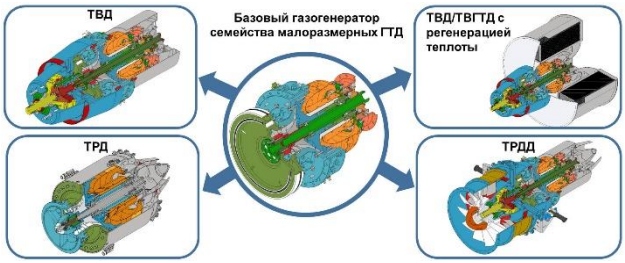


Рис. 4. Семейство малоразмерных ГТД на базе унифицированного газогенератора

3 Заключение

1. В рамках своих компетенций ЦИАМ выполняет работы по созданию НТЗ в обеспечение разработки перспективных авиационных двигателей и СУ ЛА. При выполнении НИР, помимо физического и натурного эксперимента с использованием уникальной экспериментальной базы, широко применяется математическое моделирование.

2. Проектируются и изготавливаются демонстраторы отдельных узлов и систем авиационных двигателей и СУ для отработки соответствующих КТ. Полученные результаты позволят уточнить конструкцию демонстраторов, оценить зрелость разрабатываемых технологий и валидировать математические модели и соответствующее программное обеспечение для ЭВМ.

3. При отработке НТЗ и изготовлении демонстраторов двигателей и СУ учитывается опыт отечественных ОКБ, полученный при разработке двигателей 5 поколения, а также используются самые последние достижения отечественных предприятий.

Список использованных источников

[1] Козлов А.Л., Палкин В.А. Перспективы развития авиационного двигателестроения. Авиационные двигатели № 1 (18), 2023, С. 13-30.

[2] Бабкин В.И., Солонин В.И. Современная методология создания конкурентоспособных авиационных двигателей и место науки в этом процессе // Двигатель, №1 (109), 2017, С. 10-13.

[3] Луковников А.В., Ланшин А.И., Полев А.С. Формирование научно-технического задела по двигателям и силовым установкам летательных аппаратов 2030-х годов как основа успеха их создания, С. 51-59 // Авиационные двигатели и энергетические установки: сборник научных трудов / Под ред. А.В. Луковникова. –М.: ЦИАМ, 2020. – 396 с.

[4] Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского» – центр авиационной науки// АвиаСоюз, сентябрь-октябрь 2024. №5 (101). С. 10-12.

[5] Шапкин В.С., Пухов А.А. Современные факторы создания сверхзвукового гражданского самолета нового поколения // АвиаСоюз, №3/4 (90), июнь-август 2022. С. 4-9.

[6] Алендарь А.Д., Грунин А.Н., Луковников А.В., Евстигнеев А.А., Ланшин А.И., Полев А.С. Анализ влияния исходных требований к сверхзвуковому гражданскому самолету нового поколения на перечень критических технологий для его силовой установки // Двигатель, №4 (25), 2024, С. 7-20.

[7] Луковников А.В., Ланшин А.И., Купцов С.В. Создание научно-технического задела для перспективных авиационных двигателей и силовых установок // Международный форум двигателестроения (МФД-2024). Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2024), 23-26 ноября, г. Москва // Сборник тезисов. – М.: «Буки Веди», 2024. – 414 с., – С. 14-17.

[8] Ремчуков С.С., Осипов И.В., Данилов М.А., Птицын И.С., Лебединский Р.Н., Поляков Е.А. Разработка перспективного малоразмерного турбовентиляторного реактивного двигателя на основе базового газогенератора // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 75-81.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОГО КОНСТРУКТИВНОГО И ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТРДД 6 ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ ГРАЖДАНСКОЙ И ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ

Иноземцев А.А.[1,2], Торопчин С.В. [2], Шевелев А.О. [1]
[1] «ОДК», Москва,
[2] «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В работе представлены результаты проектирования перспективных ТРДД, в том числе с редуктором (ТРДДр), и винтовентиляторных двигателей с открытым ротором (ТВВДор) шестого поколения, предназначенных для перспективных ближне-среднемагистральных самолетов (БСМС). Определено, что схемы ТРДД не обеспечивают значимого снижения удельного расхода топлива, в отличии от схем ТВВДор. На текущий момент из-за отсутствия информации сложно достоверно определить влияние ТВВДор на аэродинамические характеристики самолета и, соответственно, невозможно достоверно оценить расход топлива самолета, в связи с чем требуется проведение национальной комплексной НИР с двигателестроительными, авиастроительными компаниями и научными институтами.

EVALUATION OF THE POSSIBLE DESIGN AND PARAMETRIC APPEARANCE OF ADVANCED 6th GENERATION TURBOFAN ENGINE FOR CIVIL AND TRANSPORT AVIATION

Inozemtsev A.A. [1,2], Toropchin S.V. [1], Shevelev A.O. [1]
[1] «UEC», Moscow, Russia
[2] «UEC-Aviadvigatel», Perm, Russia

The paper presents the results of designing advanced sixth-generation turbofan engines, including those with a gearbox, and propfan engines with an open rotor for an advanced short- and medium-range aircraft. It has been determined that the turbofan engine does not provide a significant reduction in specific fuel consumption, unlike propfan engines with open rotor. At the moment, due to the lack of information, it is difficult to determine the effect of propfan engines with open rotor on the aerodynamic characteristics of an aircraft and, therefore it is impossible to reliably estimate the fuel consumption of an aircraft causing necessity to conduct national comprehensive research with engine-building, aircraft-building companies and research institutes.

1 Введение

Развитие параметров современных авиационных двигателей приближается к термодинамическому насыщению – при значительном дальнейшем повышении параметров удельный расход топлива снижается всё в меньшей степени (см. рис. 1). Значения суммарной степени повышения полного давления уже практически достигли предела: для ТРДД класса тяги R=15…16 тс – это фактор размерности, «вырождение» проточной части ($\pi^*_к$~45), для ТРДД большой тяги R=24…50 тс – это ограничение по предельной температуре за компрессором, определяемое характеристиками доступных конструкционных материалов ($\pi^*_к$~60). Дальнейшее существенное снижение удельного расхода топлива за счет совершенствования ТРДД, как тепловой машины, весьма ограниченно [1].

Снижение удельного расхода топлива за счет дальнейшего совершенствования ТРДД, как «движителя» (повышение полетного КПД за счет увеличения степени двухконтурности и снижения степени сжатия вентилятора) теоретически и практически возможно, однако в системе самолета выигрыш в значительной степени теряется вследствие роста массы и аэродинамического сопротивления двигательной установки и требует комплексной оценки (см. рис. 2).

Рис. 1. Повышение эффективного КПД [1]

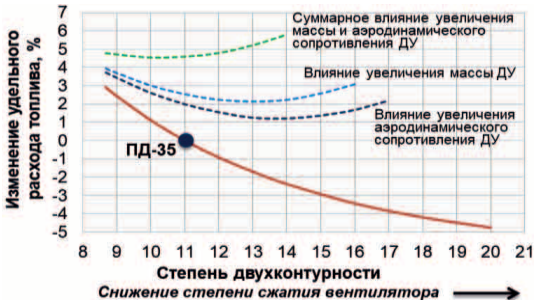


Рис. 2. Повышение полетного КПД [1]

Поскольку возможности дальнейшего значительного повышения эффективного КПД близки к исчерпанию, то целесообразно более детально рассмотреть возможности увеличения полетного КПД, а также возможности применения новых схемных решений, позволяющих снизить массу двигательной установки и лобовое сопротивление мотогондолы для достижения выигрыша по расходу топлива в системе самолета. В связи с этим, в данной работе предлагается рассмотреть и сравнить относительно друг друга следующие схемы двигателей, базирующиеся на технологиях газогенератора и контура низкого давления аналогичного (современного) уровня совершенства, соответствующих уровню ПД-35:

- классический ТРДД с m~10…11;
- редукторный ТРДД с m~15;
- редукторный ТРДД с m~15 с механизмом изменения шага винта;
- ТВВДор с 2-рядным винтовентилятором типа ВВ двигателя Д-27;
- ТВВДор с 1-рядным ВВ с поворотным спрямляющим аппаратом, близкий по схеме к проекту компании CFM «RISE», для оценки работоспособности и конкурентоспособности схемы.

2 Математическое моделирование ТРДД и ТВВДор

В объеме концептуального проектирования выполнена проработка пяти вышеперечисленных двигателей нового поколения схем ТРДД(р) и ТВВДор, разработаны математические модели данных двигателей и определены их основные параметры на характерных режимах работы (см. табл. 1).

Вышеуказанные двигатели спроектированы на одинаковый уровень температуры в горле первого соплового аппарата, $\pi^*_к$=44…46 и имеют идентичный уровень эффективности узлов, который может незначительно отличаться из-за влияния размерности узлов или $\pi^*_В$. По результатам математического моделирования определено следующее:

- применение технологий ПД-35 в размерности двигателей со взлётной тягой 15…16 тс в классической схеме ТРДД с m~11 позволяет снизить удельный расход топлива относительно двигателя ПД-14 на 8,3 % (см. рис. 3);
- увеличение степени двухконтурности до m=15 в схемах ТРДД с редуктором позволяет снизить удельный расход топлива, относительно схемы ТРДД с m~11, только лишь на 4,5 %;
- переход к двигателям схемы ТВВДор обеспечивает снижение удельного расхода топлива, относительно ТРДД с m~11, на 13,5 %, что соответствует удельному расходу топлива, предъявляемого к двигателям шестого поколения;
- во взлетных условиях двигатели схемы ТВВДор также позволяют значительно снизить $T^*_{СА}$ и потребную мощность редуктора, что облегчает прочностное проектирование некоторых узлов в сравнении с другими схемами (см. табл. 1).

Основным источником неопределенности при моделировании схем ТВВДор является узел винтовентилятора, в связи с чем принятые параметры винтовентилятора требуют дальнейшей проработки и уточнения.

Табл. 1. Сравнение параметров двигателей ТВВД-2 и ТВВД-1 с двигателями схем ТРДД

Пар-ры	ТРДД	ТРДДр	ТРДДр-ВИШ	ТВВД-2	ТВВД-1
Расчетный режим (H=11 км, M=0,8 (0,78 для ТВВД), МСА)					
R, кгс	2600	2600	2600	2600	2600
ΔC_R, %	исх.	-4,5	-4,5	-13,5	-13,5
$\Delta T^*_{СА}$, К	исх.	idem	idem	idem	idem
$\pi^*_В$	1,500	1,345	1,345	-	-
$\pi^*_{к\Sigma}$	43,3	43,6	43,6	46,2	46,2
m	10,6	15,0	15,0	-	-
$N_{ред}$,МВт	-	7,1	7,1	6,3	6,3
$i_{ред}$	-	3,1	3,1	8,0	7,3
Взлетный режим (H=0, M=0, МСА+15°С)					
R, кгс	15000	15000	15000	15000	15000
$\Delta T^*_{СА}$, К	исх.	-65	-68	-126	-63
$N_{ред}$,МВт	-	15,7	17,0	13,0	15,3
Взлетный режим (H=0, M=0,25, МСА+15°С)					
R, кгс	11700	11700	11700	11700	11700
$\Delta T^*_{СА}$, К	исх.	-49	-29	-144	-92
$N_{ред}$,МВт	-	19,2	19,5	13,4	15,5
Массо-габаритные характеристики					
$D_В$, мм	2000	2300	2363	4500	4100
$D_{МГ}$, мм	2607	2891	2713	-	-
$\Delta M_{дв}$, %	исх.	+19,7	+16,0	TBD	TBD

3 Расчет летно-технических характеристик

Для оценки эффективности рассматриваемых перспективных схем двигателей в системе самолета выполнены расчеты летно-технических характеристик самолета с рассмотренными вариантами двигателей. Базовым вариантом для сравнения является самолет типа МС-21-310 с серийными двигателями ПД-14.

В расчетах летно-технических характеристик с перспективными вариантами двигателей в составе самолета типа МС-21-310 вводились поправки на массу пустого снаряженного самолета, обоснованные только изменением массы двигательной установки (см. табл. 1).

Из-за увеличения диаметральных размеров двигателя по мере снижения степени повышения полного давления в вентиляторе вводится поправка на аэродинамическое качество. Однако, двигатель с механизмом изменения шага вентилятора хоть и имеет больше диаметр вентилятора, но имеет меньше диаметр мотогондолы из-за отсутствия реверса в наружном контуре (см. табл. 1).

По результатам расчета летно-технических характеристик самолета МС-21-310 с различными вариантами перспективных двигателей на типовую дальность 1500 км определено следующее:

- применение технологий ПД-35 в размерности 15…16 тс с ТРДД с m~11,0 позволяет снизить расход топлива самолета в сравнении с двигателями ПД-14 на 9,2 %;

- увеличение степени двухконтурности до m=15 в схеме классического ТРДД позволяет снизить расход топлива самолета дополнительно только лишь на 1,0 % из-за влияния увеличения массы двигательной установки и роста лобового сопротивления мотогондолы;

- применение вентилятора изменяемого шага позволяет в некоторой степени нивелировать рост массы и лобового сопротивления, что позволяет дополнительно уменьшить расход топлива на 1,7 % или на 2,7 % относительно ТРДД с m~11;

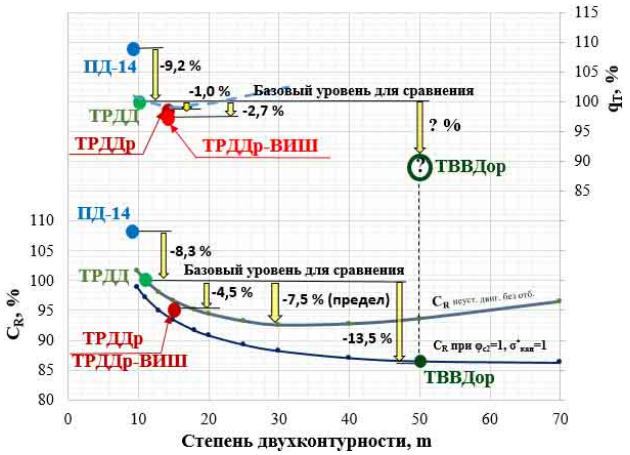


Рис. 3. Относительные удельный расход топлива и расход топлива на пассажиро-километр самолета МС-21 с рассмотренными двигателями

Определить летно-технические характеристики самолета с двигателями схемы ТВВДор затруднительно ввиду отсутствия информацию по влиянию винтовентилятора на аэродинамику планера, а также невозможности достоверного определения массы двигателей таких схем.

4 Заключение

Эволюционное развитие самолетов и двигателей для гражданской и транспортной магистральной авиации в рамках традиционных схемных решений приближается к своим физическим пределам. Ведущие мировые авиационные компании активно изучают возможные альтернативные облики самолетов и силовых установок нового поколения для замены семейств БСМС B737 и A320, способные обеспечить значимый шаг в повышении топливной эффективности.

По результатам выполненных оценок, ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности не обеспечивают значимого снижения расхода топлива в системе БСМС вследствие отрицательного влияния увеличения массы и габаритов двигательной установки. Технико-экономическая целесообразность создания ТРДД сложных схем с редуктором и ВИШ требует дополнительной оценки.

Схема ТВВДор предоставляет, вероятно, крайнюю возможность двухзначного (в %) снижения удельного расхода топлива газотурбинных двигателей для БСМС и расхода топлива в системе самолета и, поэтому, заслуживает более детальной системной проработки, несмотря на проблемные вопросы, связанные с необходимостью решения задач механической сложности, безопасности, акустики, интеграции с планером и сертификации.

На основе проделанной работы сформирован предварительный перечень критических технологий, которые требуются для разработки новых перспективных двигателей 6 поколения.

В настоящий момент предложения по проработке схем перспективных ТРДД и ТВВДор направлены в ведущие двигателестроительные, самолетостроительные компании и научные институты.

На текущем этапе развития авиационной техники целесообразно проведение комплексной национальной НИР для проработки двигателей и самолетов нового поколения и их эффективной интеграции.

Список использованных источников

[1] Иноземцев А.А. Развитие технологий в отечественном гражданском авиадвигателестроении // Труды академии наук авиации и воздухоплавания. 2024. №1. С. 4-17.

РАЗВИТИЕ РАБОТ В ЧАСТИ СОЗДАНИЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА ДЛЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

А.Н. Грунин, А.В. Луковников, А.И. Ланшин, А.Д. Алендарь
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлен в хронологическом порядке пятилетний опыт работы ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» по разработке опережающего научно-технического задела для силовых установок перспективных сверхзвуковых гражданских самолётов. Рассмотрены результаты аналитических и расчётно-экспериментальных исследований по формированию облика и развитию критических технологий турбореактивного двухконтурного двигателя 5+ поколения сверхзвукового гражданского самолёта. Отмечены первые работы по анализу и доработке ряда нормативно-технических документов в части учёта конструктивных особенностей и функционирования силовых установок летательных аппаратов данного класса.

THE DEVELOPMENT OF WORK IN TERMS OF CREATING A SCIENTIFIC AND TECHNICAL GROUNDWORK FOR PROPULSION SYSTEMS OF ADVANCED SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT

A.N. Grunin, A.V. Lukovnikov, A.I. Lanshin, A.D. Alendar
CIAM, Moscow, Russia

The five-year experience of CIAM in developing scientific and technical groundwork for advanced propulsion systems for supersonic civil aircraft is presented in chronological order. The results of analytical and experimental studies on developing critical technologies for fifth-generation turbofan engines for supersonics are discussed. First steps in analyzing and revising regulatory and technical documentation to account for the design and operation of propulsion systems for these aircraft are also mentioned.

1 Введение

Разработка образцов авиационной техники гражданского назначения, имеющих скорость крейсерского полёта, превышающую скорость звука, занимает приоритетный статус в стратегии технологического развития передовых стран мира. Об этом свидетельствует ряд принятых нормативно-правовых актов [1,2] и проводимых коммерческими и государственными организациями [3,4,5], в том числе и в Российской Федерации, научно-исследовательских работ (НИР) по созданию сверхзвукового гражданского самолёта (СГС) нового поколения.

Исследования по выбору рационального облика перспективного СГС и его силовой установки (СУ) во многом ориентированы на выполнении требований нормативно-технических документов (НТД) в части охраны окружающей среды от воздействия авиационной техники, таких как уровень шума на местности при взлете и посадке [6] и эмиссии вредных веществ [7]. В подобных летательных аппаратах немаловажным является также требование по минимизации звукового удара. Но на сегодняшний день в явном виде отсутствует консолидированное мнение по приемлемому уровню соответствующих ограничений [8,9,10], что вносит дополнительную вариативность в процесс формирования облика перспективного СГС. К тому же прогнозная оценка появления первых летных образов СГС соответствует периоду 2035-2040 годов, когда существующие экологические требования, вероятно, претерпят изменения в сторону своего ужесточения.

Успешность реализации программы СГС во многом зависит от разработки эффективной СУ, особенностью которой является длительная работа (более 4 часов) на режимах, близких к максимальным, с обеспечением требуемого ресурса, надежности и уровня экономичности. При этом параметры термодинамического цикла в условиях крейсерского полёта подобных СУ соответствуют современному уровню двигателей дозвуковых авиалайнеров на взлётных режимах, время работы которых не превышает нескольких минут. Обеспечение соответствующего совершенства СУ требует разработки новых технических и технологических решений в области авиационного двигателестроения.

В течение последних пяти лет ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» совместно с отраслевыми научно-

исследовательскими институтами и предприятиями отрасли ведет активную работу по формированию опережающего научно-технического задела (НТЗ) в обеспечение разработки перспективной СУ для СГС нового поколения.

2 Формирование НТЗ для СУ перспективного СГС

В 2020-2021 гг. в рамках «Комплексного научно-технологического проекта разработки НТЗ в обеспечение создания сверхзвукового гражданского самолёта» (СГС-Т1) [11] в ЦИАМ выполнены расчётно-теоретические и экспериментальные исследования в обеспечение формирования рекомендаций по техническому облику СУ перспективного СГС. По результатам работ были сформированы облики СУ с турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) в классе взлетной тяги R от 5,5 до 19 тс, которые основывались на газогенераторах (ГГ) двигателей ПД-8, ПД-14 (исходные и масштабированные варианты) и вновь проектируемом ГГ. Результаты проведенных исследований показали, что создание СУ СГС на базе существующих двигателей и их ГГ нецелесообразно ввиду необходимости в проведении ряда работ по существенной доработке их конструкции в целях обеспечения выполнения требований по экономичности, экологичности, надежности и ресурсу, что соизмеримо с разработкой нового двигателя.

На заключительном этапе НИР были сформированы предварительные рекомендации к облику СУ СГС нового поколения (рис. 1), в которых нашли отражение следующие положения:

- силовая установка будет включать в себя двухвальные бесфорсажные ТРДД со смешением потоков наружного и внутреннего контуров, с уровнем параметров, соответствующих 5+ поколению;

- с целью минимизации вклада в суммарный шум СГС в зоне аэропорта и обеспечения удовлетворительной экономичности ТРДД должен обладать умеренной степенью двухконтурности (m = 2,0-2,5), а также предусмотреть применением пассивных и активных методов шумоглушения;

- величина суммарной степени повышения давления $\pi^*_{к\Sigma} = 20$ ограничивается температурой на входе в (КС) $T^*_{к\,max}$ на крейсерском режиме полёта (до 900 К), которая является ключевым параметром, определяющим эмиссию вредных веществ;

- проектные и конструктивные решения должны учитывать специфику работы таких двигателей – длительный сверхзвуковой полёт с близкими к максимальным физическим частотам вращения ротора и температурами в каскаде высокого давления (перед турбиной высокого давления (ТВД) – $T^*_г$ до 1800 К);

- высокий уровень температур в компрессоре (в месте отбора воздуха) предопределяет применение в системе охлаждения турбины воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ).

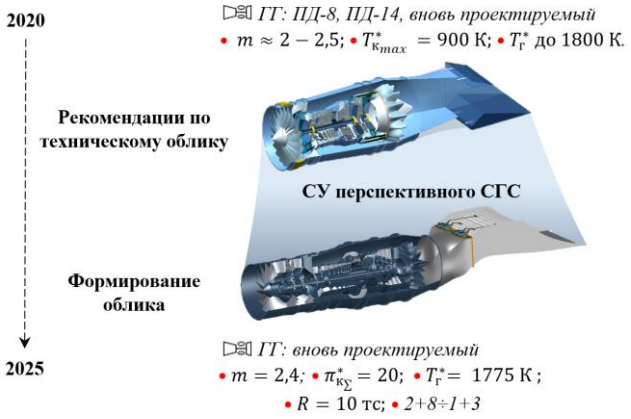


Рис. 1. Работы ЦИАМ в обеспечение формирования облика СУ перспективного СГС

Логичным продолжением исследований, проведенных в 2020-2021 гг., стал 3-х летний цикл работ (2023–2025 гг.) в рамках НИР «Прикладные научно-исследовательские работы в обеспечение развития технологий силовой установки в интересах создания сверхзвуковых гражданских самолётов» (СГС-Т2.1) [12]. Цель данной работы заключается в формировании технического облика и программы создания СУ перспективного СГС на основе разработки комплекса ключевых технологий. Исследования ведутся по следующим направлениям:

- анализ и разработка рекомендаций по изменению ряда НТД, определяющих разработку авиационных двигателей, с учетом особенностей условий работы СУ СГС;

- формирование облика, расчёт тягово-экономических, массогабаритных, прочностных, ресурсных характеристик и конструктивная проработка СУ;

- формирование перечня и расчётно-экспериментальные исследования критических технологий (КТ) СУ СГС нового поколения.

В части анализа ряда действующих НТД и принятых в 1975 г. Временных норм летной годности сверхзвуковых гражданских самолётов [13] выявлено, что данные НТД не позволяют учесть все особенности эксплуатации двигателя СГС нового поколения и разработка предложений по их доработке должна осуществляться с учётом тенденций развития практической сертификации и НТЗ. Также в данной НИР разработаны рекомендации по изменению и

дополнению редакций ряда параграфов Норм лётной годности, таких как: НЛГ 33, НЛГ 34 и НЛГ 36.

В качестве основного варианта в НИР рассмотрена четырехдвигательная СУ с верхним расположением на планере (над фюзеляжем). Облик двигателя (рис. 1) сформирован в размерности 10 тс со следующими проектными параметрами в условиях крейсерского режима при числе Маха полета M=1,8 на высоте H=15 км (расчётный режим): m=2,4; $\pi^*_{к\Sigma} = 20$; $T^*_г = 1775$ К.

На основе рекомендаций НИР «СГС-Т1» двигатель выполнен по схеме 2+8÷1+3 (количество ступеней в каскадах компрессора и турбины) и в его конструкции нашли применение малошумный вентилятор с увеличенными осевыми расстояниями между лопаточными венцами и пониженными окружными скоростями вращения, малоэмиссионная КС с технологией «бедного» горения, одноступенчатая высокоперепадная ТВД, а также аддитивный ВВТ.

Важной задачей на ранних стадиях разработки перспективной авиационной техники является формирование перечня КТ от реализации, которых во многом зависит достижение её целевых показателей [14]. В результате анализа особенностей конструкции, условий работы, а также требований, предъявляемых к перспективной СУ СГС, сформирован предварительный перечень узловых и составных КТ и отмечено, что практически каждый элемент СУ нуждается в разработке и внедрении новых технических решений (рис. 2).

Рис. 2. Критические технологии СУ перспективного СГС

Развитие критических технологий до 3-5 уровня готовности в данной НИР сопровождалось комплексными расчётно-экспериментальными работами по следующим направлениям:

- применение полимерных и керамических композиционных материалов с удовлетворительными прочностными характеристиками в ответственных узлах двигателя;
- разработка высокоэффективного аддитивного ВВТ с теплообменной матрицей из ячеек на базе поверхности Шварца;
- применение двузонного фронтового модуля в малоэмиссионной КС с технологией «бедного» горения;
- повышение эффективности охлаждения рабочих лопаток ТВД;
- создание перспективной вспомогательной силовой установки в концепции «более электрического самолёта» с отбором мощности для преобразования в электроэнергию.

Параллельно в период с 2020 по 2024 гг. в рамках деятельности научного центра мирового уровня (НЦМУ) «Сверхзвук» [15-16] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» совместно с другими участниками консорциума проводил работы с целью создания методического аппарата и получения новых фундаментальных знаний в обеспечение разработки СГС и их СУ. Основные направления исследований включали следующие тематические блоки:

- разработка и совершенствование расчетных методов и математических моделей для исследований параметров и характеристик СУ перспективных СГС с учетом различных факторов;
- параметрические оценки, оптимизационные исследования и формирование технических обликов двигателей перспективных СГС с учетом перспективных летно-технических, экологических и экономических требований;
- фундаментальные и проектные исследования сверхзвуковых воздухозаборных устройств, обеспечивающих высокие показатели эффективности и низкое влияние на уровень звукового удара;
- фундаментальные и проектные исследования, направленные на снижение уровня шума на местности, генерируемого элементами СУ перспективных СГС;
- фундаментальные расчетно-экспериментальные исследования в обеспечение снижения эмиссии вредных веществ двигателей перспективных СГС;
- разработка и исследование технологий изготовления, испытаний и применения в горячей части двигателей перспективных СГС деталей из высокотемпературных композиционных материалов на основе керамики.

Результаты исследований нашли практическое применение при разработке рекомендаций по каждому из направлений деятельности и продемонстрировали принципиальную возможность достижения СУ СГС нового поколения перспективных экологических норм.

3 Заключение

Перспективный СГС и его СУ являются сложными, наукоёмкими объектами, требующими формирования опережающего НТЗ в части планера, СУ и вспомогательных систем, а также разработки нормативной и инфраструктурной базы. Полученные за последние годы ЦИАМ результаты, могут являться отправной точкой для разработки СУ в будущих программах разработки СГС нового поколения, обеспечивающих низкий уровень воздействия на окружающую среду и высокий уровень летно-технических характеристик.

Список использованных источников

[1] National Aeronautics Science & Technology Priorities. March 2023. [Электронный ресурс] URL: https://www.whitehouse.gov/wpcontent/uploads/2023/03/032023-National-Aeronautics-ST-Priorities.pdf.

[2] Указ Президента Российской Федерации от 07 мая 2024 года № 309 «О национальных целях развития Российской Федерации в период до 2030 года и на перспективу до 2036 года».

[3] Final report for the Advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N+3 supersonic program / J. Morgenstern, N. Norstrud, M. Stelmack, C. Skoch. Cleveland: NASA, Glenn Research Center, 2010. xii, 123 p. NASA/CR–2010-216796. PMF–01623K.

[4] Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф. Формирование компоновки сверхзвукового гражданского самолета с пониженным уровнем звукового удара // Современные проблемы науки и образования. 2015. № 2-2. Ст. 19. 14 с.

[5] Experimental and computational sonic boom assessment of Boeing N+2 low boom models/ D.A. Durston,A.A. Elmiligui, S.E. Cliff et al. Moffett Field, California : NASA,Ames Research Center, 2015. xi, 146, [3] p. NASA/TP–2015–218482.

[6] Нормы летной годности. Сертификация воздушных судов по шуму на местности. НЛГ 36. Росавиация, 2022.

[7] Нормы летной годности. Охрана окружающей среды. Эмиссия авиационных двигателей. Нормы и испытания. НЛГ 34: утверждены Федеральным агентством воздушного транспорта 19 декабря 2022 г. № 928-П. 2022. 8 с.

[8] Chernyshev S.L., Lyapunov S.V., WolkovA.V. Modern problems of aircraft aerodynamics//AdvancesinAerodynamics. 2019. Vol. 1. Art. 7. 15 p. DOI 10.1186/s42774-019-0007-6. 21.

[9] Bonavolontà G., Lawson C., Riaz A. Review of sonic boom prediction and reduction methods for next generation of supersonic aircraft // Aerospace. 2023. Vol. 10, no. 11. Art. 917. 45 p. DOI 10.3390/aerospace10110917.

[10] Boom Overture // Boom: website / Boom Supersonic.URL: https://boomsupersonic.com/overture (accessed: 08.04.2024).

[11] Официальный сайт Союза Авиапроизводителей России. [Электронный ресурс] URL: https://www.aviationunion.ru/upload/iblock/136/cixpws2s60j6j1gqhypw67t8rswvh1m9/REFERAT-KNTP-SGS-_kratkiy-variant-dlya-sayta_-2022.08.01.pdf.

[12] Официальный сайт Единой информационной системы в сфере закупок. [Электронный ресурс] URL: https://zakupki.gov.ru/epz/order/notice/ok20/view/common- info.html?regNumber=0173100009523000039.

[13] Временные нормы летной годности сверхзвуковых гражданских самолётов СССР [Текст]: (ВНЛГСГС): Дата вступления в силу 11 сент. 1975 г./Междувед. комис. по нормам летной годности гражд. самолётов и вертолетов СССР.- [Москва]: [б.и.], 1976 – 326 с.

[14] Анализ влияния исходных требований к сверхзвуковому гражданскому самолету нового поколения на перечень критических технологий для его силовой установки / Алендарь А.Д., Грунин А.Н., Луковников А.В., Евстигнеев А.А., Ланшин А.И., Полев А.С. // Авиационные двигатели. 2024. № 4 (25). С. 3–14.

[15] Ланшин А.И., Комратов Д.В., Постников А.А. НЦМУ «Сверхзвук» в тематике разработки авиационных двигателей // Авиационные двигатели. 2022. № 1 (14). С. 69–78.

[16] Ланшин А.И., Комратов Д.В., Алендарь А.Д. Основные результаты деятельности НЦМУ «Сверхзвук» в части силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета в 2022-2023 годах // Неравновесные процессы. 11-й Международный симпозиум по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям. Москва, 2024. С. 314–320.

РАЗРАБОТКА ДЕМОНСТРАТОРОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД ДЛЯ МАЛОЙ АВИАЦИИ

С.С. Ремчуков, И.В. Осипов, И.С. Птицын, М.А. Данилов, Е.А. Поляков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Разработаны демонстраторы малоразмерного двухконтурного турбореактивного двигателя в классе тяги 200 кгс, энергоузла в классе мощности 180 кВт и пластинчатого теплообменника для двигателя с регенерацией тепла. Отработаны технологии, направленные на совершенствование малоразмерных газотурбинных двигателей: создания семейства двигателей на основе базового газогенератора, совершенствования системы смазки и охлаждения быстроходных подшипниковых опор, автоматизированного проектирования и расчетов узлов двигателя, упрощения конструкции, электрификации, повышения экономичности за счет регенерации тепла.

DEVELOPMENT OF SMALL-SIZE GAS TURBINE ENGINE DEMONSTRATORS FOR LIGHT AIRCRAFTS

S.S. Remchukov, I.V. Osipov, I.S. Ptitsyn, M.A. Danilov, E.A. Polyakov
CIAM, Moscow, Russia

Demonstrators of a small-sized turbofan engine in the 200 kgf thrust class, a power source in the 180 kW power class, and a plate heat exchanger for a heat recovery engine have been developed. Technologies aimed at improving small-size gas turbine engines have been developed: creating an engine family based on a core engine, improving the lubrication and cooling system of high-speed bearings, computer-aided design and calculations of engine components, simplifying the design, electrification, and increasing efficiency through heat recovery.

1 Введение

Разработка и совершенствование малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) различных типов в классе тяги до 300 кгс и мощности до 300 кВт является актуальным направлением развития современного авиа-двигателестроения на мировом уровне. При этом в зависимости от типа и назначения МГТД к ним предъявляются различные требования, в связи с чем для каждого типа можно сформировать конкретные направления совершенствования.

Малоразмерные турбореактивные двигатели (МТРД) [1,2] в классе тяги до 300 кгс являются, преимущественно, короткоресурсными, в связи с чем основные направления совершенствования – снижение стоимости изготовления, массы и габаритных размеров.

Малоразмерные турбовинтовые (МТВД) и турбовальные (МТВаД) в рассматриваемом классе мощности можно разделить на две группы.

К первой группе относятся ресурсные двигатели, используемые на легких вертолетах и самолетах [3,4]. Совершенствование таких двигателей направлено на повышение экономичности, упрощение и сокращение стоимости обслуживания, повышение надежности.

Ко второй группе МТВД и МТВаД короткоресурсные двигатели, разработанные на основе базового газогенератора в облике МТРД [1]. Основная область применения таких двигателей – беспилотные воздушные суда (БВС), а направления совершенствования аналогичны базовым МТРД.

МТВаД могут также использоваться в качестве газотурбинных приводов энергоузлов (ЭУ), вырабатывающих электроэнергию. ЭУ находят применение как на малых ВС в составе гибридных силовых установок (ГСУ), так и на электрифицированных гражданских самолетах в качестве вспомогательной силовой установки (ВСУ).

Малоразмерные двухконтурные турбореактивные двигатели (МТРДД) рассматриваемого класса тяги распространены в меньшей мере. Однако, существующие разработки и проекты показывают, что МТРДД характеризуются удельным расходом топлива, кратно сниженным по сравнению с МТРД [5].

Совершенствование эффективных показателей для двигателей различных типов возможно за счет внедрения новых и совершенствования существующих методов проектирования, расчетов, конструкторских и технологических решений, методик проведения испытаний. При этом эффективность применяемых решений подтверждается при разработке демонстраторов, которые используются для расчетного и экспериментального подтверждения

эффективности конструкторских и технологических решений, а также валидации применяемых методик проведения расчетных исследований.

2 Демонстратор ЭУ

Демонстратор ЭУ представляет собой автономный источник электроэнергии [6], который может найти применение для обеспечения электроэнергией удаленных населенных пунктов, а также в качестве ВСУ на самолетах местных воздушных линий и региональных самолетах с количеством пассажиров до 50 чел., соответствующих концепции электрификации. Основные проектные технические данные газотурбинного привода ЭУ на стендовом режиме (H = 0; M = 0; МСА):

- вырабатываемая мощность 190 кВт;
- удельный расход топлива 0,43 кг/(кВт·ч);
- масса менее 50 кг;
- габаритные размеры 800×300×300 мм.

Конструктивно ЭУ включает в себя модули газогенератора, свободной турбины и высокооборотного электрогенератора с безредукторным приводом от свободной турбины (рис. 1).

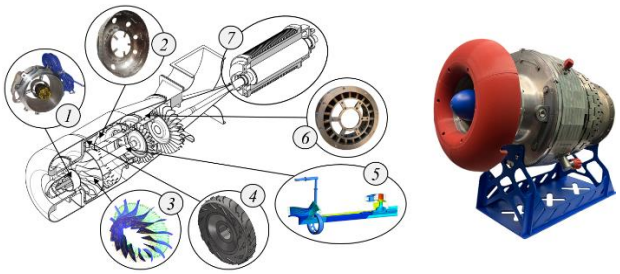


Рис. 1. Демонстратор ЭУ, базовый газогенератор и разрабатываемые технологии

Базовый газогенератор включает в себя одноступенчатый центробежный компрессор, кольцевую прямоточную камеру сгорания и одноступенчатую осевую турбину.

При разработке демонстратора ЭУ отрабатываются технологии:

- электрификации ГТД и ЛА за счет применения встроенного стартера-генератора (1), электроприводных агрегатов систем, а также передачи всей вырабатываемой свободной турбиной мощности на высокооборотный электрогенератор (7);
- упрощения конструкции МГТД за счет использования оригинальных конструкторских и технологических решений в части камеры сгорания (2) [7] и совмещенного топливного коллектора (4);
- повышения эффективности и улучшения массовых характеристик узлов за счет автоматизированного проектирования, расчета и оптимизации по газодинамике и прочности центробежных компрессоров (3) и осевых турбин типа «блиск» [8,9];
- снижения массогабаритных характеристик и упрощения конструкции за счет применения незамкнутой системы смазки и охлаждения опор ротора воздушно-масляной смесью (5);
- проектирования и изготовления сложнопрофильных деталей с применением аддитивных методов (6).

3 Демонстратор МТРДД

Одним из наиболее существенных недостатков МГТД является низкая топливная экономичность. Значительное повышение топливной эффективности малоразмерных турбореактивных двигателей возможно при создании МТРДД.

Демонстратор МТРДД разработан с применением методологии создания семейства МГТД на основе базового газогенератора [10]. Разрабатываемый демонстратор может использоваться в составе легких пилотируемых и беспилотных воздушных судов самолетного типа взлетной массой до 2,5 тонн. Основные проектные технические данные МТРДД [11] на стендовом режиме (H = 0; M = 0; МСА):

- максимальная тяга 215 кгс;
- удельный расход топлива 0,43 кг/(кгс·ч);
- масса менее 65 кг;
- габаритные размеры 400×950 мм.

Демонстратор МТРДД представлен на рис. 2.

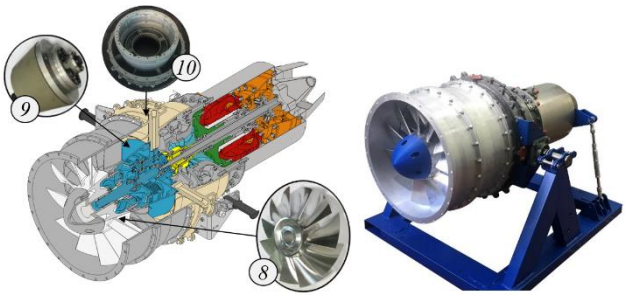


Рис. 2. Демонстратор МТРДД и некоторые разрабатываемые технологии

Конструктивно МТРДД включает в себя два основных модуля, каждый из которых имеет собственную систему смазки и охлаждения:

- газотурбинный привод, включающий газогенератор и турбину привода вентилятора. В данном модуле используется незамкнутая система смазки и охлаждения опор воздушно-масляной смесью;
- редуктор с вентилятором, опоры которого размещены в корпусе редуктора. Для данного модуля реализована замкнутая система смазки и охлаждения с подачей и откачкой масла электроприводными насосами.

При разработке демонстратора МТРДД отрабатываются технологии 1-6, применяемые на ЭУ, а также:

- снижения стоимости и повышения технологичности за счет оптимизации технического облика МГТД в обеспечение применения доступных материалов и отработанных технологий;
- повышения эффективности и улучшения массовых характеристик узлов за счет автоматизированного проектирования, расчета и оптимизации по газодинамике и прочности вентиляторов (8) и осевых компрессоров типа «блиск»;
- повышения экономичности за счет реализации высокой степени двухконтурности посредством привода вентилятора через встроенный планетарный редуктор (9);
- снижение стоимости массового производства за счет применения серийных технологий (10).

4 Демонстрационный теплообменник МГТД с регенерацией тепла

Радикальное повышение топливной эффективности МТВД и МТВаД возможно за счет регенерации тепла отработавших в турбине газов [12]. Такое решение может быть актуально, в том числе, для рассмотренного в данной работе ЭУ. Результаты работ по развитию технологии приведены на рис. 3.

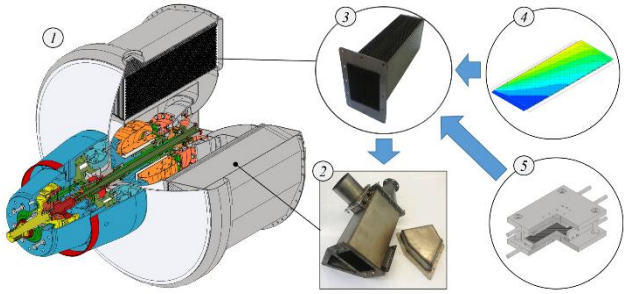


Рис. 3. Результаты разработки демонстратора теплообменника для МГТД с регенерацией тепла

Развитие технологии создания МГТД с регенерацией тепла ведется в части разработки принципиально новых конструкторских решений, разработки и совершенствования методов проектирования, расчета и изготовления теплообменников.

В рамках конструкторских исследований разработано компоновочное решение МТВД с регенерацией тепла, обеспечивающее улучшение массогабаритных характеристик и повышение экономичности [13]. Разработанная конструкция (1) предусматривает размещение восьми идентичных модулей (2) вокруг базового двигателя. Каждый модуль (2) включает в себя теплообменную матрицу (3) и полость обратного хода, обеспечивающую подвод подогретого воздуха в камеру сгорания.

Для проектирования и расчета пластинчатой матрицы (3) с гофрированной теплообменной поверхностью разработана автоматизированная методика [14], позволяющая проводить оптимизацию тепло-гидравлических характеристик (4). Использование методики позволяет значительно сократить трудоемкость работ за счет автоматизации, а также повысить эффективность МГТД за счет выбора оптимальной геометрии теплообменной поверхности.

Одним из проблемных вопросов создания МГТД с регенерацией тепла является технология изготовления теплообменной матрицы. В рамках технологических работ разработана методика изготовления теплообменной матрицы пластинчатого теплообменника на основе листовой штамповки (5) и лазерных технологий [15]. Методика позволяет повысить точность изготовления конвертов за счет уменьшения деформаций в процессе изготовления теплообменника.

Апробация всех разработанных решений проведена при изготовлении и испытаниях демонстрационного теплообменника (2) с гофрированной теплообменной матрицей (3). По результатам экспериментальных исследований подтверждена эффективность предложенных конструкторских и технологических решений, а также проведена валидация методики автоматизированного проектирования и расчетов [16].

5 Заключение

В рамках развития научно-технического задела по МГТД и энергоустановкам различных типов в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» разрабатываются демонстраторы технологий в облике двигателей или отдельных узлов. Создание демонстраторов позволяет отработать новые технические решения и оценить эффективность от их использования, что дает возможность применять полученные результаты при разработке перспективных МГТД с низкими техническими рисками.

В части развития технологий создания и улучшения характеристик перспективных МГТД при разработке демонстраторов в ЦИАМ отрабатываются:

- методология создания семейства МГТД на основе базового газогенератора, обеспечивающая снижение затрат и технических рисков новых разработок;
- технология электрификации, обеспечивающая повышение экономичности, надежности, снижение массы МГТД;
- эффективные конструкторские решения, обеспечивающие упрощение конструкции МГТД;

- методики автоматизированного проектирования и расчета узлов МГТД, обеспечивающие повышение эффективности и снижение массы;

- применение открытой системы смазки и охлаждения опор ротора воздушно-масляной смесью, обеспечивающей снижение массогабаритных характеристик и упрощение конструкции;

- применение аддитивных технологий для изготовления сложнопрофильных деталей, обеспечивающее снижение массогабаритных характеристик и трудоемкости работ;

- методология оптимизации технического облика МГТД в обеспечение применения доступных и обрабатываемых материалов;

- технология разработки малоразмерных ТРДД с высокой степенью двухконтурности, обеспечивающая радикальное повышение топливной эффективности;

- применение серийных технологий, обеспечивающих снижение стоимости МГТД;

- технология создания МГТД с регенерацией тепла, характеризующегося повышенной на 20-30 % топливной эффективностью по сравнению с простым двигателем.

Список использованных источников

[1] THU Power [Электронный ресурс]. URL: https://www.thupower.com.cn (дата обращения: 10.04.2025).

[2] Aerospace Engineering and Aircraft Equipment [Электронный ресурс]. URL: https://www.pbs.cz/en/Aerospace (дата обращения: 10.04.2025).

[3] Konner TK-250 [Электронный ресурс]. URL: https://www.konnerhelicopters.com/tk-250 (дата обращения: 10.04.2025).

[4] A New Era of Turbine-Powered Flight [Электронный ресурс]. URL: https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/helicopters/rr300.aspx#/ (дата обращения: 10.04.2025).

[5] DGEN engine [Электронный ресурс]. URL: https://www.ttfly.com/mobile/5-0-224-1.html (дата обращения: 10.04.2025).

[6] Ремчуков С.С. и др. Формирование облика привода перспективного энергоузла для электрифицированных летательных аппаратов гражданского назначения // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 4-12.

[7] Бесшапов П.П. и др. Оценка эффективности способов изготовления жаровых труб камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Авиационные двигатели. 2024. № 3 (24). С. 41-50.

[8] Данилов М.А. и др. Программа проектирования и газодинамического расчета центробежных компрессоров малоразмерных турбореактивных двигателей «ЦБК_1» // Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2025610615, 13.01.2025. Заявка № 2024692152 от 24.12.2024.

[9] Данилов М.А. и др. Программа проектирования и газодинамического расчета осевой неохлаждаемой турбины малоразмерных газотурбинных двигателей «ТВД_1» // Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2025610624, 13.01.2025. Заявка № 2024692162 от 24.12.2024.

[10] Осипов И. В., Ломазов В. С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // Авиационные двигатели. 2019. № 4 (5). С. 11-18.

[11] Ремчуков С.С. и др. Разработка перспективного малоразмерного турбовентиляторного реактивного двигателя на основе базового газогенератора // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 69-75.

[12] Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных турбовальных газотурбинных двигателей за счет утилизации тепла // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24. № 3 (89). С. 83-89.

[13] Ремчуков С.С. и др. Газотурбинный двигатель с регенерацией тепла // Патент на изобретение. RU 2818441 C1, 02.05.2024. Заявка № 2023122379 от 29.08.2023.

[14] Ремчуков С.С. и др. Проектирование и расчет пластинчатого теплообменника «Auto Heat Exchanger» // Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2024689523, 06.12.2024. Заявка № 2024688741 от 27.11.2024.

[15] Ремчуков С.С., Лебединский Р.Н. Особенности применения лазерных технологий в процессе создания пластинчатых теплообменников для малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 2. С. 90-98.

[16] Ремчуков С.С. и др. Расчетно-экспериментальные исследования модуля пластинчатого теплообменника малоразмерного газотурбинного двигателя с регенерацией тепла // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 105-111.

СЕМЕЙСТВО АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ «ФОРА», СОЗДАВАЕМЫХ НА БАЗЕ АВТОМОБИЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРОЕКТА «ЕМП»

А.Н. Костюченков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Описаны исследования по возможности применения комплектующих автомобильных двигателей при создании авиационных поршневых двигателей для различных типов летательных аппаратов (самолетов и вертолетов). Предложен концепция создания семейства многоцелевых двигателей, базирующихся на комплектующих для автомобильных двигателей».

THE FAMILY OF AIRCRAFT PISTON ENGINES "FORA", BASED ON AUTOMOTIVE ENGINES FROM THE "EMP" PROJECT

A.N. Kostyuchenkov
CIAM, Moscow, Russia

Studies on the possibility of using automotive engine components in the creation of aircraft piston engines for various types of aircraft (airplanes and helicopters) are described. The concept of creating a family of multi-purpose engines based on components for automotive engines is proposed.

1 Введение

Основные вехи развития авиационных поршневых двигателей (АПД) неразрывно связаны с двигателями для наземной техники. Основные конструктивно-технологические решения заимствовались и кочевали из одной отрасли в другую на протяжении всей истории развития тепловых машин. За последние годы автомобильная промышленность создала принципиально новые семейства двигателей с высокими удельными и весогабаритными характеристиками, которые превосходят по техническому уровню авиационные поршневые двигатели. При этом характеристики, определяющие надежность и ресурс таких моторов достаточно высоки.

На сегодняшний день, за рубежом, одним из направлений совершенствования авиационных поршневых двигателей является применения деталей, узлов и систем, разработанных для автомобильной промышленности. Некоторые образцы АПД в основе которых заложены корпусные детали (головки, картеры, крышки), детали кривошипно-шатунных механизмов (КШМ) и газораспределительных механизмов (ГРМ) от автомобильных двигателей, имеют сертификаты для применения от международных авиационных организаций (EASA, FAA и др.) Одним из наиболее показательных примеров такого подхода является австрийский двигатель AE-300, разработанный компанией Austro Engine (рис.1).

Рис. 1. Двигатель AE300 в составе силовой установки самолета DA-42

2 Научно-технический задел

Подход по использованию автомобильных комплектующих для создания АПД был рассмотрен в рамках ряда научно-исследовательских работ. В качестве основы для исследований был выбран автомобильный двигатель от автомобиля Aurus, разработанный ФГУП «НАМИ» в рамках проекта «ЕМП». Двигатель представляет из себя 8-ми цилиндровый V-образный мотор жидкостного охлаждения с искровым зажиганием, турбонаддувом и непосредственным впрыском бензина. Мощность автомобильного мотора составляет величину 600 л.с при 6000 об/мин. В рамках НИР была разработана концепция адаптации автомобильных двигателей для авиационного применения. Для создания авиационной версии мотора были применены некоторые корпусные детали, КШМ и частично ГРМ.

Вновь разработаны узлы и детали систем управления, смазки, охлаждения, воздухопитания (наддува), топливопитания, редуктор, и др. При разработке двигателя-демонстратора АПД-500 были учтены требования Авиационных правил (АП-33). Следует отметить, что авиационная версия мотора была ограничена по мощности до 500 л.с. для обеспечения приемлемых уровней межремонтного ресурса на уровне 1500 часов. В результате был изготовлен двигатель-демонстратор АПД-500, который прошёл комплекс наземных (тормозные, винтовые стенды) и высотно-климатических испытаний, а также летных испытаний в составе силовой установки самолета Як-18Т. Была проведена оценка применения двигателя в составе различных типов ЛА.

В рамках продолжения этих работ были рассмотрены возможности использования такого двигателя для применения в составе самолетов акробатической категории. Особое внимание было уделено оценке работоспособности двигателя при выполнении фигур высшего пилотажа в том числе при воздействии отрицательных перегрузок [1]. Так же были проведены исследования по проектированию узлов присоединения двигателя к ЛА и моторам [2]. В результате был изготовлен двигатель-демонстратор АПД-А, который прошел испытания на наземных стендах с имитацией акробатического применения и перевернутого полета. Итогом явились наземные и летные испытания в составе силовой установки самолета акробатической категории Як-52.

3 Семейство двигателей «ФОРА»

На базе разработанного научно-технического задела была разработана концепция создания семейства авиационных поршневых двигателей мощностью от 200 до 500 л.с. В основе семейства АПД с рабочим названием «ФОРА» заложены комплектующие автомобильных моторов, разработанных ФГУП НАМИ в рамках проекта «ЕМП». Базовым двигателем семейства является самолетный мотор ФОРА-500 (рис.2).

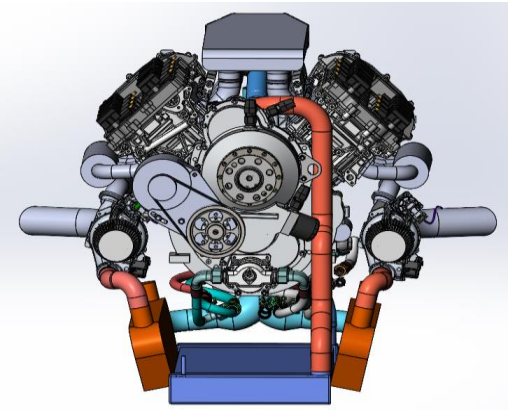


Рис.2. Самолетный двигатель ФОРА-500

Двигатель ФОРА-500 мощностью 500 л.с. предназначен для применения в составе силовых установок легких ЛА различного назначения. Может быть использован для ремоторизации существующего парка учебно-тренировочных самолетов типа Як-18Т и Як-52. В конструкции проработаны узлы присоединения и системы, требующие минимального изменения самолетов при ремоторизации.

В основу концепции создания семейства АПД «ФОРА» заложен принцип модульности, что позволяет на базе унифицированных узлов и деталей создавать двигатели различного назначения и мощности. Семейство двигателей включает моторы мощностью 300 и 500 л.с. для пилотируемых и беспилотных самолетов и вертолетов.

В линейке двигателей проекта ЕМП есть четырехцилиндровый автомобильный мотор мощностью 250 л.с. В рамках концепции семейства «ФОРА» проработана возможность создания на его базе вертолетного и самолетного двигателя в классе мощности 200 л.с.

4 Заключение

В рамках проведения ряд НИР создан научно-технический задел, который позволяет в кротчайшие сроки (3-4 года) создать семейство сертифицированных авиационных двигателей мощностью от 200 до 500 л.с. для пилотируемых и беспилотных самолетов и вертолетов. Семейство двигателей «ФОРА» планируется создавать на базе автомобильных моторов, разрабатываемых ФГУП «НАМИ» в рамках проекта «ЕМП». Двигатели ФОРА создаются на базе унифицированных комплектующих, что позволяет значительно снизить затраты на проведение ОКР и обеспечить снижение стоимости серийных образцов АПД.

Список использованных источников

[1] А.Н. Костюченков, С.Д. Карякин, Р.И. Кретинин. Оценка влияния полетных перегрузок при акробатическом пилотаже на работоспособность опор коленчатого вала авиационного поршневого двигателя. Авиационные двигатели №4. 2021. с.17.

[2] А.Н. Костюченков, С.Д. Карякин, Р.И. Кретинин. Применение топологической оптимизации для определения конструктивных параметров моторамы авиационного поршневого двигателя (АПД). Авиационные двигатели №4(21). 2023. с.49.

КЛАССИФИКАЦИОННЫЕ ПРИЗНАКИ И КОМПОНОВОЧНЫЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ ВОЗДУХО-ВОЗДУШНЫХ ТЕПЛООБМЕННИКОВ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

А.Л. Светлаков, В.С. Голубкин, И.А. Гулимовский, С.С. Ремчуков, И.С. Вербанов, И.В. Щербак
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

На примере разрабатывавшихся и реализованных воздухо-воздушных теплообменников (ВВТ) и теплообменников газотурбинных двигателей (ГТД) сходных типов показана взаимосвязь между классификационными признаками и компоновочными решениями для данных узлов. Основное внимание уделено «маршевым» ВВТ и ВВТ «в составе систем», в частности, системы охлаждения узла турбины.

CLASSIFICATION CRITERIA AND DESIGN ARRANGEMENT OF AIR-AIR HEAT EXCHANGERS (AAHEX) FOR GAS-TURBINE ENGINES (GTE)

A.L. Svetlakov, V.S. Golubkin, I.A. Gulimovskiy, S.S. Remchukov, I.S. Verbanov, I.V. Scherbak
CIAM, Moscow, Russia

Analysis of engineered and produced AAHEXs and other similar GTE HEX types had shown the connection of classification criteria and design arrangement for these units. Major research was made for «main-unit» AAHEXs and AAHEXs «as a part of engine subsystems», for instance, system of turbine unit cooling.

1 Введение

ВВТ ГТД отличаются разнообразием, что определяется вариативностью их функций и широкой номенклатурой типов двигателей, где они установлены. В докладе предлагается частичное формальное обобщение для связей между классификационными признаками теплообменных аппаратов (ТА) и компоновочными решениями с целью применения при проектировании ВВТ. По газообразному состоянию обоих рабочих тел, к ВВТ качественно примыкают ТА-Рекуператоры (ТА-Рек) «воздух - продукты сгорания» и даже «маршевые» топливовоздушные ТА на газифицированных криогенных топливах. Отметим, что для целей данного исследования «маршевым» будет называться полный расход рабочего тела ТРД(Д) или его контур или ТА, использующий такой расход, где ТРД(Д) – одно- или двухконтурный турбореактивный двигатель).

Количество ВВТ, реализованных в серийных ГТД, пока недостаточно для статистического анализа, однако привлечение результатов НИР и ОКР, а также патентных исследований позволяют восполнить нехватку данных.

2 Классификационные признаки ВВТ, влияющие на компоновку

Укрупненная классификация ВВТ в целях проводимого анализа основана на уровне объекта в иерархии ГТД. По мере уменьшения значимости ВВТ подразделяются на: 1) «маршевые» М-ВВТ (например, ТА промежуточного/предварительного охлаждения (сокр. ВВТ-Пром/ПредОхл) или ТА-Рекуператоры (сокр. ТА-Рек) составе ТРД(Д)/МГТД сложного термодинамического цикла, рис. 1); 2) «в составе систем» (сокр. ВВТ-СС), например, система кондиционирования ЛА/ГТД; воздушная система с подсистемами охлаждения турбины, опор и т.д.; противо-обледенительная система и др.; 3) «вспомогательные» ВВТ (например, для локального охлаждения электрических и электронных элементов), которые, как и ВВТ системы кондиционирования и ПОС, в данной работе не рассматриваются, поскольку обычно выведены за пределы ГТД.

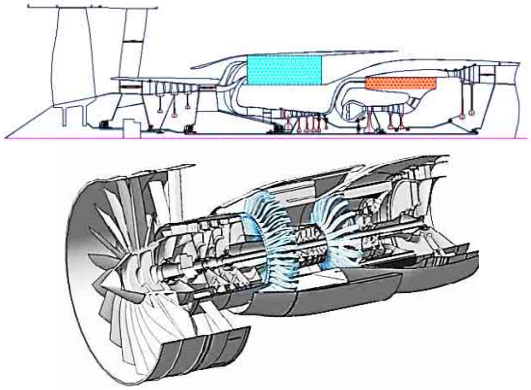


Рис. 1 Концепция ЦИАМ для ТРДД сложного цикла с маршевыми ВВТ-Пром.Охл (голубой ТА) и ТА-Рек (оранжевый ТА) [1]

В соответствии с иерархическим уровнем ВВТ:

- работают на разном расходе воздуха (полном двигательном, газогенераторном, частично отобранном);

- размещаются в каналах разной размерности (в I-м или II-м контурах ТРД(Д); байпасном канале; на панелях/обшивке/пилонах; во вспомогательных отсеках и др.),

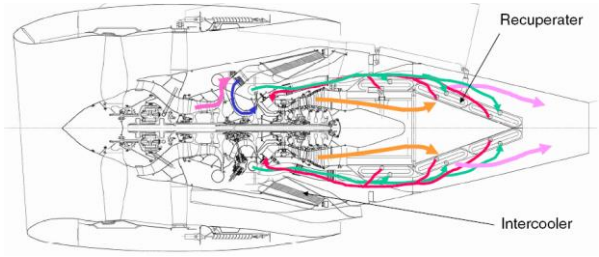
- перекрывают каналы, в которых установлены, полностью, частично или минимально.

Современные тенденции в конструировании ГТД предполагают единственный общий подход ко всем ВВТ – их модульность.

3 Маршевые ВВТ (М-ВВТ)

Основные компоновочные проблемы для М-ВВТ вытекают из их сильного влияния на массово-габаритные характеристики ГТД (размерность М-ВВТ хорошо видна на рис. 1). Компоновки наиболее нагруженных М-ВВТ в ТРД прежде всего связаны с площадью сечения, занимаемой ими по тракту воздуха низкого давления (НД), поскольку увеличение фронтальной площади $F_{фр}$ снижает потери давления в ТА. Однако при расположении фронта ТА перпендикулярно оси ТРД попытка увеличения $F_{фр}$ приводит росту внешнего диаметра газогенератора или ТРДД в целом. Для устранения этой взаимосвязи, увеличивая $F_{фр}$, последовательно переходят от фронта ТА, перпендикулярного оси ГТД, к его наклонному расположению (фронтальная поверхность – коническая) и в пределе к цилиндрическим фронтальным сечениям ТА («барабанный» тип). «Барабанные» ТА показаны на рис.1, ТА с коническим фронтом - на рис. 2.

а)



б)

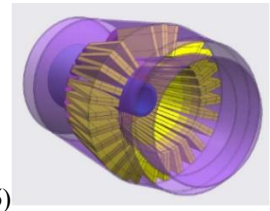
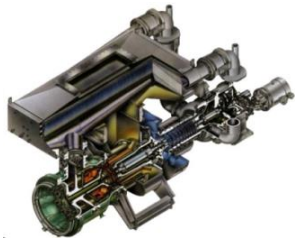


Рис. 2 Концепции ТРДД с конической формой фронтального сечения ТА:
а) по программе CLEAN с М-ВВТ-Пром.Охл канального типа и маршевым ТА-Рек [2];
б) по программе NEWAC с V-образными модулями [3]

При меньших тепловых мощностях или при больших степенях двухконтурности компоновка М-ВВТ может становиться (а) «канальной» (в выделенном тракте, куда отбирается часть воздуха II-го контура, рис. 1, 2); (б) с ТА, занимающим только часть штатного сечения II-го контура ТА.

Поскольку в М-ВВТ происходит обмен теплом между рабочими телами из различных узлов и каналов ГТД, в том числе пространственно разнесенных, это обуславливает сложные варианты компоновки подводящих каналов рабочего тела и коллекторов ТА, в том числе множественным каналам – из-за модульности ТА (такие каналы хорошо видно на рис. 1).

В части примеров сложных расходных связей М-ВВТ-Пром.Охл на рис. 1 расположен по своему «горячему» тракту между выходом КНД и входом КВД, а по «холодному» - внутри II-го контура. ТА-Рек на рис. 2 обменивает теплом продукты сгорания на выходе ТВД с воздухом, отбираемым и возвращаемым в область перед КС.



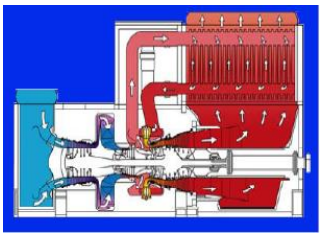


Рис. 3 ГТД с массивными выносными маршевыми ТА-рекуператорами фирмы Mercury (слева, [4]) и Northrop Grumman/Rolls-Royce (справа, [5]).

Особым типом маршевых являются массивные ТА-Рек, которые не вписывают в ГТД, а выносят за пределы проточной части и гондолы (рис.3). Вариант этот характерен для ГТД без жестких ограничений по размерам и массе (наземные, судовые и др.)

МГТД, имеющие меньшие размерности, сохраняют основные принципы компоновочной классификации ТА. Особенно характерны для этого класса ГТД – ТА-Рек, которые в силу, например, распространенности в МГТД центробежных компрессоров и/или центростремительных турбин имеют весьма специфические компоновки (рис. 4), в отличие от сопряжения ТА с осевыми лопаточными машинами в ГТД большой тяги (рис. 1,2).

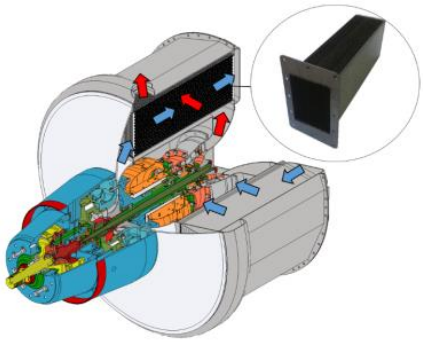


Рис. 4. Концепция спроектированного и испытанного в ЦИАМ модульного пластинчато-гофрового ТА-Рек, установленного в области турбины МГТД [6, 7]

ТА-Рек ГТД могут размещаться и в области компрессора. В этом случае трубопроводная подача и возврат осуществляется для горячих газов из турбинных ступеней (рис. 5).

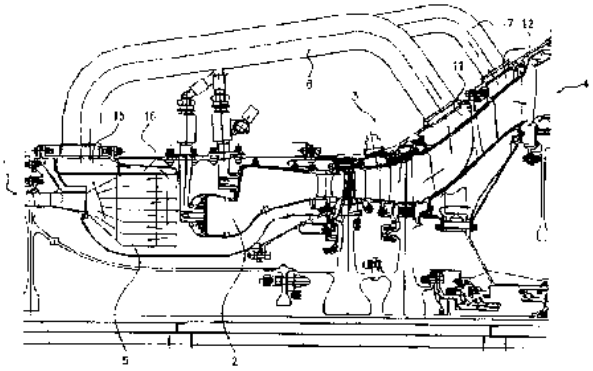


Рис. 5. Концепция ГТД с ТА-Рек между КВД и КС фирмы Rolls-Royce [8]

4 ВВТ в составе систем (ВВТ-СС)

Характерный классификационный признак ВВТ-СС - расход воздуха ВД, составляющий лишь долю от маршевого. Расход другого теплоносителя, т.е. воздуха НД, в ВВТ-СС может быть как максимально возможным (как в М-ВВТ) или парциальным, как и для воздуха ВД. Для этих ТА, принципиально меньшей размерности, приоритетными становятся не массово-габаритные, а тепло-гидравлические параметры (например, для ВВТ-СС охлаждения узла турбины – захолаживание воздуха ВД и потери давления в трактах).

а)

б)

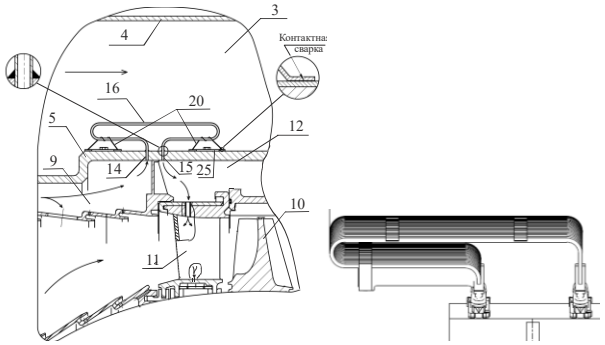
в)

Рис. 6. ВВТ-СС воздушной системы охлаждения ТРДД: а) в виде единичного модуля [9]; б) в виде нескольких модулей, частично занимающих тракт НД - в окружном и радиальном направлениях [10]; в) полностью перекрывающий сечение тракта НД [10].

Как и маршевые, ВВТ-СС могут быть канальными и/или занимать разную долю тракта НД. Последняя компоновка в силу малых размеров ВВТ-СС классификационно распадается по способу выделения части сечения – (I) в радиальном, (II) в окружном направлениях и предельно (III) в виде единичных модулей или, наоборот, с единичными «окнами» (рис. 6).

Другими предельными типами компоновочных решений являются «поверхностные» ТА (т.е. занимающие малую часть сечения на границе канала, рис. 7) и «панельные» ТА (размещаемые внутри обечайки канала или гондолы, рис. 8).

а)



б)

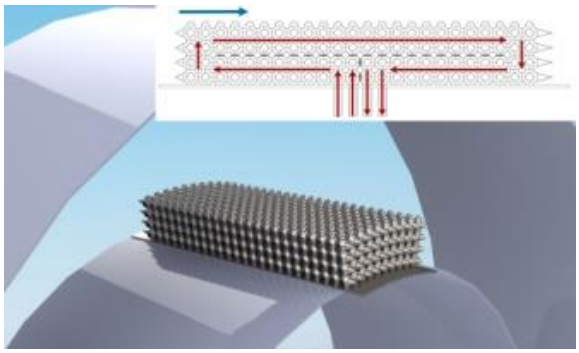


Рис. 7. Поверхностные ВВТ системы охлаждения, разрабатываемые в ЦИАМ: а) трубчатые [11], б) на базе поверхностей Шварца типа Р для изготовления по аддитивной технологии [12]

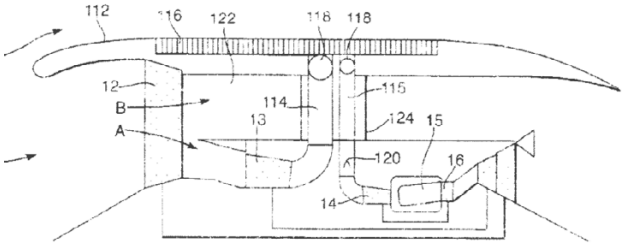


Рис. 8. Панельный ВВТ по патенту Rolls-Royce [13], размещенный на поверхности мотогондолы

Важным фактором, влияющим на компоновку ВВТ системы охлаждения узла турбины, является схема воздушной системы ГТД (рис. 9), в особенности места отбора (в начале или в конце КС) и подачи охлажденного воздуха ВД в ТВД (в область диска или в сопловые лопатки). Эти факторы влияют как на формирование теплообменной матрицы, так и на присутствие транспортировочных трубопроводов, для подачи воздуха в ТА и влияющих на суммарные потери по трактам (трубопроводы могут располагаться в думисной полости или в II-м контуре).

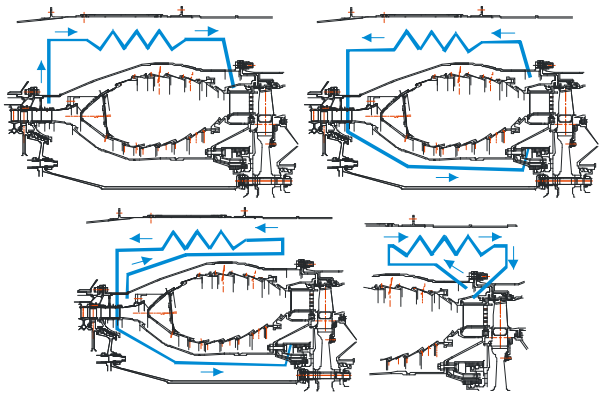


Рис. 9. Варианты воздушной схемы охлаждения узла турбины, отличающиеся местами отбора и подачи воздуха ВД и размещением трубопроводов питания ВВТ

5 Заключение

На примере разрабатывавшихся и реализованных ВВТ и ТА сходных типов показана взаимосвязь между классификационными признаками и компоновочными решениями для данных узлов. Формализованная собираемая информация полезна при первичном концептуальном, а также эскизном проектировании ГТД, в состав которых входят ТА.

Список использованных источников

[1] Светлаков А.Л. ЦИАМ: успехи и проблемы разработки современных авиационных теплообменных аппаратов // Сборник материалов докладов «Перспективы развития систем теплообмена для авиационных двигателей» для Президиума НТС АССАД, Москва: НПО «Наука», 2019.

[2] Совместная программа европейских авиадвигателестроителей CLEAN // Экспресс-информация ЦИАМ № 41, 2001.

[3] NEWAC Workshop Presentation //Warsaw, 2010.

[4] Генераторная установка Mercury 50 PG. Solar turbines. URL: https://www.solarturbines.com/ru_RU/products/power-generation-packages/mercury-50.html#tabs-5d692c9c82-item-bc45fdb888-tab [Дата обращения 16.04.2025].

[5] Min, J. K., Jeong, J. H., Ha, M. Y., & Kim, K. S. (2009). High temperature heat exchanger studies for applications to gas turbines // Heat and Mass Transfer, 46(2), 175–186.

[6] Ремчуков С.С., Осипов И.В., Лебединский Р.Н., Поляков Е.А., Птицын И.С. Газотурбинный двигатель с регенерацией тепла // Патент RU 2818441 C1, 02.05.2024.

[7] Ремчуков С.С., Осипов И.В., Лебединский Р.Н., Поляков Е.А., Шмагин К.И. Расчетно-экспериментальные исследования модуля пластинчатого теплообменника МГТД с регенерацией тепла // Известия ВУЗов. Авиац. техника. 2023. № 3. с. 105-111.

[8] A.Boeck Turbojet power plant with heat exchanger // Патент US6722119B2, 13.06.2001.

[9] Рубинов В.О., Симонов В.Е. Воздухо-воздушный теплообменник ВВТ-90А2. Испытания начались // Пермские авиационные двигатели, №21, 2010, С.37, Пермь: "Авиадвигатель".

[10] Котельников В.Р. и др. Двигатели боевых самолетов России // Рыбинск: Медиарост, 2020

[11] Гулимовский И.А., Светлаков А.Л., Голубкин В.С., Щербак И.В. Устройство для охлаждения двухконтурного турбореактивного двигателя // Патент № 2841281, приоритет 03.09.2024, дата регистрации 05.06.2025.

[12] Светлаков А.Л., Гулимовский И.А., Вербанов И.С., Маслова Д.В. Теплообменники на базе поверхностей Шварца тип Р, адаптированные к аддитивному производству // ИФЖ, т.97, N3, 2024.

[13] A.M.Rolt Engine // Патент US 7716913B2, 24.03.2005.

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ И КОНСТРУКЦИИ ПЕРСПЕКТИВНОГО МОДУЛЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ-ДЕМОНСТРАТОРА С ВСТРОЕННЫМ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРОМ

А.Д. Кондряков[1,2], М.К. Леонтьев[2], А.Н. Мухин[1], А.В. Соловьева[1]
[1] ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва,
[2] ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Москва

В контексте представлены результаты работ, связанные с формированием конструктивного облика интегрированного электрического стартер-генератора в полость промежуточного корпуса между каскадами компрессоров, по трем направлениям: газодинамика, теплообмен, прочность. Полученные результаты свидетельствуют о необходимости изменения конструкции трансмиссии, низкой газодинамической чувствительности параметров потока при увеличении габарита переходного канала и необходимости разработки автономной маслосистемы.

CONCEPT AND DESIGN DEVELOPMENT OF A PROMISING AIRCRAFT ENGINE DEMONSTRATOR MODULE WITH AN INTEGRATED ELECTRIC STARTER GENERATOR

A.D. Kondryakov[1, 2], Leontiev M.K. [2], A.N. Muhin[1], A.V. Solovyova[1]
[1] Lulka Design Bureau, Moscow, Russia
[2] Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

In the context, the results of the work related to the formation of the structural appearance of an integrated electric starter generator in the cavity of the intermediate housing between the compressor cascades are presented in three areas: gas dynamics, heat transfer, strength. The results obtained indicate the need to change the transmission design, the low gas dynamic sensitivity of the flow parameters with an increase in the size of the transition channel, and the need to develop an autonomous oil system.

1 Введение

Для повышения характеристик авиационных двигателей и летательных аппаратов на текущий момент в отрасли ведется проработка новых схем компоновок размещения агрегатов в составе авиационного двигателя. Из-за роста требований по выдаваемой электрической мощности на борт намечается тенденция по увеличению мощности и габаритов электрического стартер-генератора, который традиционно размещается на коробке приводов, что негативно влияет на мидель двигателя и аэродинамические показатели планера. Конструктивным решением по увеличению электрической мощности и сохранению габаритов планера является установка данного агрегата во внутренний картер двигателя, например, в полость бустера ТРДД большой степени двухконтурности. При этом в ТРДД малой степени двухконтурности в виду компактности и сжатости конструкции необходимо проводить конструктивные изменения для размещения подобного агрегата. Одним из таких конструктивных изменений является установка электрического стартер-генератора в полость увеличенного по осевому габариту промежуточного корпуса совместно с центральной конической передачей. Для выполнения подобной конструктивной схемы необходимы выполнить серию газодинамических, тепловых и прочностных расчетов, результаты которых представлены в данной работе [1].

2 Технический проект

В виду изменения количества силовых стоек, их геометрического профиля, увеличения по осевому габариту канала промежуточного корпуса, изменения геометрии наружных и внутренних стенок, изменения геометрии разделителя и небольшому заделу отрасли по расчетам переходных каналов целесообразно выполнить газодинамический расчет проточной части [2]. Было предложено 3 варианта геометрии канала: с сохранением геометрии обводов двигателя-прототипа, с постоянством площадей по внутреннему контуру, с сохранением проточной части компрессора низкого давления новой модификации. Расчеты для первого и второго варианта геометрии показывают сравнимый уровень потерь полного давления, для третьего

варианта конструкции наблюдается резкий локальный разгон потока на разделителе вблизи стоек. При этом уровень потерь полного давления для всех трех вариантов не превысил 1% для наружного и внутреннего контуров, что свидетельствует о низкой газодинамической чувствительности при увеличении осевого габарита переходного канала.

В виду более агрессивных условий (по температуре, давлению, передаваемым на конструкцию напряжениям) целесообразно выполнить тепловой расчет конструкции интегрированного агрегата [3], для чего была разработана конструкция электрического стартер-генератора с внешним ротором и его монтаж на вал ведущей шестерни центральной конической передачи. Были созданы расчетные модели с учетом свойств новых для области двигателестроения электротехнических материалов, выполнены расчеты теплового состояния в диапазоне различных температур на входе в двигатель. По результатам расчетов были построены кривые зависимости расхода хладагента от температур на входе и выходе из схемы, рассмотрены два исполнения системы охлаждения электрического агрегата: штатная с электроприводными агрегатами и дополнительная автономная. Результаты свидетельствуют, что для полетов на M > 1 двигателя со встроенной электрической машиной на входном участке существуют агрессивные температурные условия, которые при наложении сочетании источников тепла требуют изменение штатной маслосистемы двигателя для обеспечения параметров теплового состояния.

В виду необходимости разработки конструкции монтажа электрической машины на вал ведущей шестерни центральной конической передачи ТРДД необходимо изменить конструкцию трансмиссии ротора низкого давления для переноса подшипника передней опоры ротора турбины низкого давления. Для обеспечения собираемости была разработана геометрия нового облика трансмиссии и выполнены расчеты напряженно-деформированного состояния измененной конструкции вала ведущей шестерни центральной конической передачи для привода интегрированного-стартер генератора и долговечности межвального подшипника передней опоры турбины низкого давления. По результатам расчетов были получены достаточные запасы прочности, что свидетельствует о реализуемости данного исполнения конструкции.

3 Заключение

По результатам конструктивной проработки был выполнен комплекс расчетов по различным направлениям области проектирования газотурбинных двигателей, что позволило утвердить конструктивный облик размещения интегрированного стартер-генератора в увеличенной по осевому габариту полости промежуточного корпуса в связке с валом ведущей шестерни ЦКП с учетом достижения удельной мощности ≥ 5 КВт\кг разрабатываемого модуля. При достижении более высоких удельных показателей агрегата возможно уменьшение осевого габарита промежуточного корпуса и уменьшение удельного веса двигателя с сохранением величины вырабатываемой электрической мощности. На текущий момент ведется подготовка производства для изготовления материальной части разработанного агрегата. По результатам изготовления планируется проведения серии автономных испытаний для подтверждения расчетных характеристик.

Список использованных источников

[1] Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Уразбахтин Р.Р., Старков Р. С. Концепция создания электрифицированного авиационного двигателя // Вестник УГАТУ 2020. №3 (89).

[2] Попов А.Н., Федечкин К.С. Расчетные исследования по влиянию разделителя потока на характеристики вентилятора // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. №134.

[3] Виноградов А.С., Бадыков Р.Р., Федорченко Д.Г. Исследование теплового состояния опоры авиационного газотурбинного двигателя // Вестник СГАУ. 2014. №5-1 (47).

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ЦИЛИНДРАХ ПЕРСПЕКТИВНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ СВОБОДНОПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Н.И. Прасолов, А.А. Зеленцов, А.Н. Костюченков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Существует необходимость в создании энергетических установок на базе свободнопоршневых двигателей с целью повышения эффективности работы системы электроснабжения летательных аппаратов взамен существующих энергоустановок, вырабатывающих электроэнергию. Для улучшения характеристик свободнопоршневых двигателей стоит задача повышения эффективности рабочего процесса в цилиндрах двигателя, необходимое при доводке конструкции подобных типов двигателей. Предложены результаты численного моделирования рабочего процесса в цилиндрах свободнопоршневого двигателя, проведено улучшение внутрицилиндровых параметров двигателя путем модификации камеры сгорания.

INCREASING THE EFFICIENCY OF THE WORKING PROCESS IN CYLINDERS OF A PERSPECTIVE ENERGY UNIT BASED ON A FREE-PISTON ENGINE

N.I. Prasolov, A.A. Zelentsov, A.N. Kostyuchenkov
CIAM, Moscow, Russia

It is necessary to create energy power units based on free-piston engines in order to increase the efficiency of the aircraft power supply system to replace existing power units that generate electricity. To improve the characteristics of free-piston engines the efficiency of the working process in the engine cylinders increases, which is necessary when it has been set tuning the design of such types of engines. The results of numerical modeling of the working process in cylinders of a free-piston engine are proposed, enhancement of in-cylinder parameters of the engine by modifying combustion chamber is performed.

1 Введение

Линейный генератор (ЛГ) со свободнопоршневым двигателем (СПД) является относительно новым видом устройств, вырабатывающим электрическую энергию, и представляет интерес как перспективная концепция энергетической установки для различных областей применения. В этих установках для генерации электроэнергии за счет преобразования механической энергии движения поршней двигателя внутреннего сгорания (ДВС) оптимально использовать электрические машины возвратно-поступательного действия, основными компонентами которой являются двухтактный поршневой ДВС и линейный генератор.

2 Актуальность и область применения энергоустановки в ЛА

Использование свободнопоршневых двигателей совместно с линейным генератором в качестве вспомогательной силовой установки, в том числе как дополнительного автономного бортового источника электроэнергии позволит улучшить эксплуатационные показатели летательных аппаратов, а также сократить количество аккумуляторных батарей, установленных на борту, по сравнению с применяемыми сегодня установками аналогичного назначения [1]. В настоящее время используемые для этих целей аккумуляторы, генераторы с малоразмерными ДВС и турбогенераторы не позволяют реализовать преимущества летательных аппаратов из-за высоких массогабаритных показателей и большого удельного расхода топлива данного типа установок. Вместо этого предлагается использование свободнопоршневого двигателя, который может применяться как в составе гибридных приводов авиационной техники, так и в качестве питания тяговых электромоторов маршевых двигателей ЛА [2,3]. В настоящее время производятся свободнопоршневые двигатели классом мощности до 100 кВт как в нашей стране, так и за рубежом. Они делятся на несколько категорий, зависящих от взаимной конфигурации поршней и цилиндров. Данные варианты двигателей разрабатывают в 2-х, 4-х и 8-ми цилиндровых компоновках в зависимости от требуемой мощности и характеристик генератора.

3 Оценка эффективности применения ДВС с линейным генератором

Исследуемые в настоящее время линейные генераторы, работающие с пневматическими приводами, дают возможность выполнить оценку эффективных параметров, которые необходимо обеспечить линейным генератором с ДВС. Так, например, для обеспечения работы линейного генератора на максимальной нагрузке необходимо настраивать поршневую часть проектируемого СПД на мощность, достигаемую путем работы ЛГ с пневматическим приводом. Исходя из этого проводится сопоставление расчетной внешней скоростной характеристики двигателя с экспериментальными характеристиками генератора, при которой он вырабатывает максимальную мощность. Форсирование по мощности энергоустановки предполагает изменение характера нагрузки (с постоянного на периодическое), а также рост давления в цилиндрах свободнопоршневого двигателя.

4 Описание энергетического узла на базе свободнопоршневого двигателя

Рассматриваемый свободнопоршневой двигатель реализуется с воспламенением от электрической искры, с оппозитным расположением цилиндров, выполняющийся по 2-х тактной схеме в 8-ми цилиндровой компоновке с петлевой продувкой топливовоздушной смеси (рис. 1). В линейном, синхронном генераторе, работающим на частотах генерируемого тока порядка 100…130 Гц, используется четырехканальная гидравлическая синхронизация якорей в обмотках магнитопровода, в котором генерируется электродвижущая сила, а при подключении к обмоткам нагрузки течет электрический ток. Вырабатываемые напряжение на клеммах генератора и сила тока (порядка 30-40 В и 260 А) может обеспечиваться путем механической уравновешенностью свободнопоршневого двигателя, в котором используется кинематическая схема с противофазным движением четырех якорно-поршневых блоков.

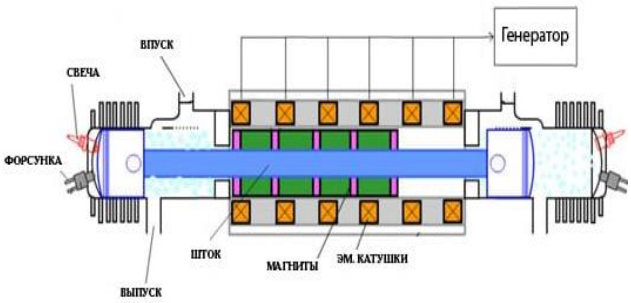


Рис. 1. Конструкция свободнопоршневого двигателя

Основными преимуществами применения в авиации исследуемой установки выделяются такие, как: существенное снижение массогабаритных показателей (удельная мощность равна 0,2 кВт/кг) за счет отказа от кривошипно-шатунного механизма, прямое преобразование энергии от сгорания топливовоздушной смеси в электрическую энергию, а также простота конструкции установки с возможностью получения высокого КПД.

В выбранном типе двигателя коленчатый вал отсутствует, однако принятое допущение о том, что кинематика поршней совпадает с таковой в моделях классических двигателей, позволяет в последствии перевести угол поворота коленчатого вала в положение поршня относительно верхней и нижней мертвых точек, что учитывается при расчете рабочего процесса двигателя при заданном законе движения [4].

5 Математическая модель для расчета рабочего процесса двигателя

Разработка математической модели свободнопоршневого двигателя является необходимым условием для определения конструктивных параметров энергетической установки, внешних и внутренних факторов, влияющих на ее работу, а также для детального изучения внутрицилиндровых процессов, влияющих на эффективность протекания рабочего процесса в цилиндрах двигателя. Математическая модель основана на фундаментальных уравнениях количества движения, энергии, диффузии и неразрывности, дополненных моделью турбулентности k–ζ–f. Моделирование сгорания топливовоздушной смеси выполнено с помощью различных многозонных моделей, с помощью которых можно детально описать процессы горения и тепловыделения в камере сгорания двигателя

6 Верификация математической модели

Одномерное моделирование рабочего процесса на основных режимах работы и оптимизация основных параметров двигателя по степени сжатия в кривошипной камере и углу опережения зажигания, позволяет повысить мощность, минимизировать удельный расход топлива, а также улучшить наполнение в цилиндрах до 15 %. Результаты одномерного расчета позволяют задаться начальными и граничными условиями при расчете рабочего процесса двигателя в трехмерной постановке, на основе которого может быть осуществлена верификация математической модели по индикаторной диаграмме и температуре рабочего тела в камере сгорания, при этом погрешность

максимальных значений сравниваемых параметров составляет не более 5 %.

7 Модификация камеры сгорания в цилиндрах СПД

Одним из наиболее важных способов повышения эффективности рабочего процесса является модернизация формы камеры сгорания путем изменения ее геометрических параметров. Камера сгорания должна иметь форму, обеспечивающую быстрое, но плавное сгорание рабочей смеси при наименьших потерях тепла через ее стенки. Проведенные серии расчетов с использованием различных форм камер сгорания дают возможность оценить влияние ее геометрии, а также полей температур на эффективность распространения фронта пламени при различных положениях поршня, особенно к моменту достижения максимального давления цикла. По итогу проведённых исследований по определению влияния формы камеры сгорания на рабочий процесс в двигателе, установлено, что оптимальной с точки зрения рабочего процесса в цилиндрах двигателя является камера сгорания полусферической формы, имеющая периферийную область [5].

8 Заключение

Простота конструкции энергоустановки на базе свободнопоршневого двигателя позволяет применять ее в качестве вспомогательной силовой установки, что дает возможность улучшить показатели электросистем, в том числе на летательных аппаратах различного назначения. Для улучшения массогабаритных и эффективных характеристик энергоустановки проведено численное моделирование рабочего процесса в цилиндрах свободнопоршневого двигателя в различных постановках, которое позволяет повысить эффективные показатели двигателя, а также провести улучшение внутрицилиндровых параметров двигателя путем модификации камеры сгорания. Существует резерв в повышении эффективности работы данного типа энергоустановок при оптимизации органов газораспределения и обеспечении идентичности состава смеси по цилиндрам за счет настройки системы управления.

Список использованных источников

[1] В. И. Духанин, А. А. Кецарис. Анализ конструкции автомобильного генератора возвратно-поступательного движения. Известия Московского государственного технического университета «МАМИ». 2012. № 2. С. 74.

[2] Н. Л. Бабикова, А. Р. Валеев. Электрогенератор для зарядного устройства. Сборник трудов IV Всероссийской зимней школы-семинара аспирантов и молодых ученых. Уфа, 2009. Т. 2. С. 49.

[3] Е. В. Сергеенкова, М. А. Федин. Исследование линейного синхронного генератора с постоянными магнитами, преобразующего энергию колебаний в электрическую. Известия высших учебных заведений. Электромеханика. 2011. № 3. С. 13.

[4] N. Van-Trang, H. Pyung. A Calculation Model of Free-Piston Internal Combustion Engine. IJISSET. 2020. V. 6. P. 56-59.

[5] Н.И. Прасолов, А.А. Зеленцов, А. Н. Костюченков. Разработка перспективной авиационной силовой установки на базе свободнопоршневого двигателя. Климовские чтения – 2024: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей научно-технической конференции. СПб. 2024. С. 684-692.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ КОРЕННЫХ ПОДШИПНИКОВ АВИАЦИОННОГО РОТОРНО-ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д.В. Вяликов, М.И. Ступеньков, М.В. Покровский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В данной работе представлено описание математической модели для расчета несущей способности подшипников скольжения двигателя внутреннего сгорания. Было проведено исследования влияния установочного диаметрального зазора в коренной опоре эксцентрикового вала авиационного роторно-поршневого двигателя на несущую способность, температуру смазочного материала и потери на трение. Выбран рекомендуемый диапазон установочного диаметрального зазора для исследуемой пары трения.

INVESTIGATION OF THE OPERATION THE MAIN BEARINGS OF AN AIRCRAFT ROTARY PISTON ENGINE

D.V. Vyalikov, M.I. Stupenkov, M.V. Pokrovskii
CIAM, Moscow, Russia

This paper describes a mathematical model for calculating the bearing capacity of journal bearings in an internal combustion engine. Studies have been conducted on the effect of the installation diametrical clearance in the main bearing of an aircraft rotary engine on the bearing capacity, temperature of the lubricant and friction losses. The recommended range of the installation diametrical clearance for the investigated friction pair has been selected.

1 Введение

В современной малой авиации, включая беспилотные летательные аппараты, применение роторно-поршневых двигателей (РПД) обусловлено их очевидными преимуществами перед традиционно используемыми поршневыми: меньшие массогабаритные параметры, высокая удельная мощность, модульность конструкции и меньшая трудоемкость и себестоимость изготовления. При этом увеличение ресурса РПД достигается применением современных композиционных материалов и покрытий, а также совершенствованием технологий их обработки и нанесения.

Важнейшим узлом в РПД является роторно-эксцентриковый механизм (РЭМ), являющийся основным преобразователем энергии сгоревшего топлива в вращательное движение эксцентрикового вала (ЭВ), который, в свою очередь, передает крутящий момент на воздушный винт через редуктор или на генератор в случае гибридной силовой установки для преобразования механической энергии в электрическую.

При разработке нового двигателя одним из важнейших расчетов является анализ работы подшипников скольжения ЭВ, определяющий конструктивный образ РЭМ, а также корпусных деталей двигателя в области опор вала.

При оценке условий работы подшипников скольжения делается вывод о достаточности несущей способности, температурном состоянии подшипников и расходе масла через них, а также о потерях на трение.

Цель данной работы – исследование работы коренных подшипников скольжения авиационного РПД при различных начальных установочных зазорах в паре трения.

2 Математическая модель

Подшипники скольжения являются опорными элементами ротора и ЭВ. В процессе работы двигателя они воспринимают нагрузки от газовых сил через роторы и сил инерции роторов и передают их на ЭВ.

При выборе расчетной методики необходимо учитывать, что подшипники испытывают динамические нагрузки, и, следовательно, использование методик, характерных для оценки работы статически нагруженных подшипников (подшипники турбин, генераторов, электродвигателей и т.д.) не корректно.

Используемая математическая модель основана на решении дифференциального уравнения Рейнольдса в двухмерной постановке с учетом тепловых и механических эффектов:

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(h^3\frac{\partial p}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(h^3\frac{\partial p}{\partial z}\right)=6\eta\left(u_j+u_B\right)*\frac{\partial h}{\partial x} \qquad (1)$$

где h – локальная толщина смазочного слоя, м; p – локальное давление в смазочном слое, Па; η – динамическая вязкость смазочного материала, Па·с; u_j – окружная скорость вала, м/с; u_B – окружная скорость подшипника, м/с;

При решении уравнения (1) используются следующие допущения:

- смазочный материал соответствует ньютоновской жидкости;
- ламинарный режим течения смазочного материала;
- инерционные, гравитационные и магнитные силы смазочного материала незначительны;
- радиусы кривизны взаимно вращающихся поверхностей велики по сравнению с толщинами смазочного слоя;
- толщина смазочного слоя в осевом направлении постоянна;
- колебания давления в смазочном слое в направлении, перпендикулярном к поверхностям скольжения, незначительны;

Масляная пленка моделируется как динамическая система, где учитываются знакопеременные нагрузки, толщина пленки и распределение давления, а также геометрические особенности. В данной математической модели учитывается наличие канавок на поверхности вала и подшипника, использование которых обусловлено особенностями применения (знакопеременные нагрузки), а также увеличением прокачки масла с целью улучшения теплоотвода и несущей способности. При наличии такой канавки распределение давления распадается на две части (рис. 1), несущая способность подшипника падает и расчет производится только для половины нагрузки, приложенной к каждому вкладышу [1].

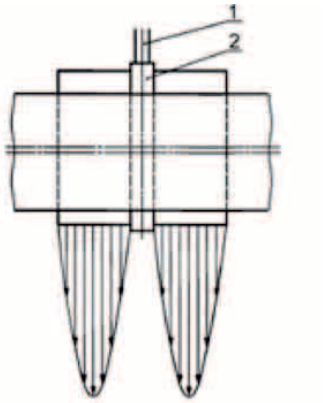


Рис. 1. Распределение давления по поверхности подшипника

Для решения дифференциального уравнения применяется метод конечных элементов, при этом учитываются изменение температуры масла и её влияние на вязкость, тепловое расширение деталей при нагреве, шероховатость поверхностей. Итоговый расчет включает карты распределения давления по поверхности, минимальной толщины пленки, температуры масла, потери на трение.

3 Результаты

Расчеты производились для самого нагруженного режима с точки зрения рабочего процесса и инерционных сил.

Из определения реакций опор ЭВ на силы, воздействующие на него (газовые силы от роторов, центробежные силы роторов, противовесов и маховика), было выявлено, что наиболее нагруженной является средняя опора вала (рис. 2).

Исследования работы коренных подшипников скольжения проводились для диапазона установочных диаметральных зазоров 45-100 мкм.

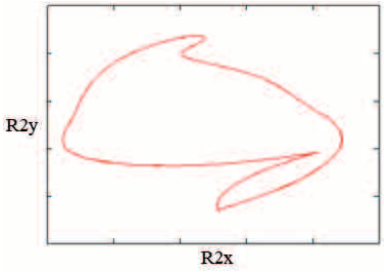


Рис.2. Диаграмма сил, действующих на среднюю опору

При расчете учет теплового расширения деталей происходит по температуре теплового равновесия смазочного слоя и деталей пары трения, учитывающим внутреннее трение и отвод тепла маслом (рис. 3).

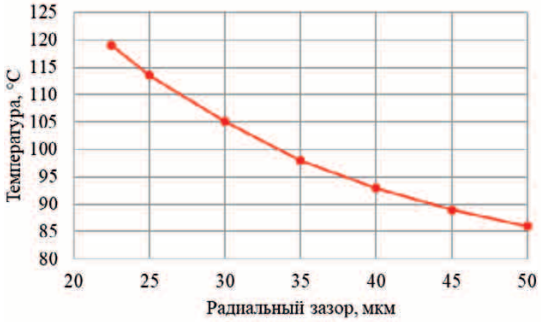


Рис. 3. Температура теплового равновесия смазочного слоя

Для проектирования не менее важной является температура масла на выходе из подшипника (на торцах) (рис. 4), где она выше средних значений по подшипнику.

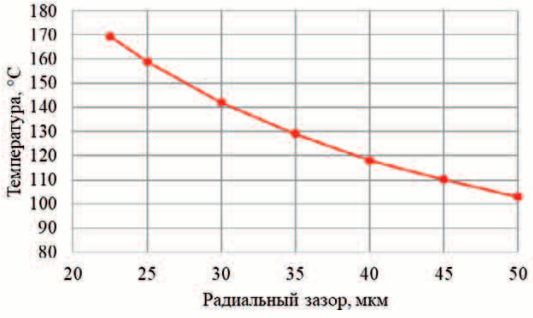


Рис. 4. Температура масла на торцах подшипника

Зависимость минимальной толщины смазочного слоя от установочного радиального зазора представлена на рис. 5. В данной функции виден

экстремум, обусловленный комплексных воздействием гидродинамических, геометрических и механических факторов.

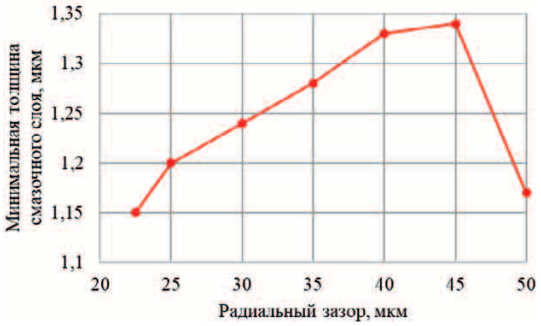


Рис. 5. Минимальная толщина смазочного слоя

Распределение давления по подшипнику, соответствующее максимальном значению давления за цикл, представлено на рис. 6. Из полученной картины видно, что оно соответствует теоретическому распределению (рис. 1).

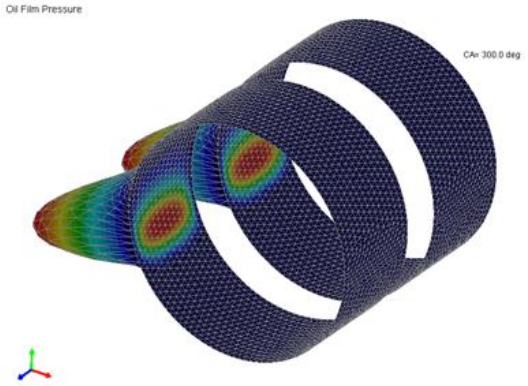


Рис. 6. Распределение давления по подшипнику эксцентрикового вала

Для оценки работы динамически нагруженных подшипников скольжения существует коэффициент надежности подшипника $\lambda_д$, являющийся отношением минимальной толщины смазочного слоя за цикл к критической толщине смазочного слоя, которая связана с шероховатостью поверхностей:

$$\lambda_д = \frac{h_{min}}{\sqrt{(Ra1^2+Ra2^2)}} \quad (2)$$

где h_{min} – минимальная толщина смазочного слоя за цикл нагружения, мкм; $Ra1$, $Ra2$ – параметры шероховатости контактирующих поверхностей (вала и подшипника соответственно), мкм.

Согласно общемировой практике, допустимыми значениями для данного параметра является $\lambda_д \geq 1{,}5$ [2-5], что характеризует работу подшипников в эластогидродинамическом режиме трения, что является для подшипников нормальным рабочим состоянием, при котором практически исключается сухое трение.

Коэффициенты надежности, полученные с использованием характеристик контактирующих поверхностей и формулы (2), для подшипника эксцентрикового вала представлены в табл. 1.

Таблица 1. Коэффициенты надежности для коренных подшипников эксцентрикового вала

Параметр	**Значение**						
Зазор, мкм	**45**	**55**	**60**	**70**	**80**	**90**	**100**
h_{min}, мкм	1,15	1,2	1,24	1,28	1,33	1,34	1,17
$\lambda_д$	1,7	1,8	1,9	1,9	2,0	2,0	1,8

4 Заключение

По результатам проведенных исследований показано соответствие используемой математической модели теоретических представлениям и экспериментальным исследованиям.

Также определено, что для принятой конструкции и геометрических характеристик коренных подшипников эксцентрикового вала обеспечивается достаточная толщина несущего смазочного слоя в диапазоне установочного диаметрального зазора от 65 мкм до 100 мкм с учетом ограничения по температуре масла на выходе из подшипника в 130 ºС. Таким образом, обеспечиваются требуемые показатели надежности и долговечности подшипника.

Список использованных источников

[1] Орлов П.И. Основы конструирования: Справочно-методическое пособие. В 2-х кн. Кн. 2. Под ред. П.Н. Учаева. – 3-е изд., исправл. – М.: Машиностроение, 1988. – 544 с.: ил.

[2] AVL List Gm Bh. Excite User training course [DB/OL], 2007.

[3] Захаров, С.М., Буяновский И.А. Смазка // В кн. Трение, износ и смазка (трибология и триботехника) / А.В. Чичинадзе, Э.М. Берлинер, Э.Д. Браун и др.; Под общ. ред. А.В. Чичинадзе. – М.: Машиностроение, 2003. – с. 184–248.

[4] Буше, Н.А. Совместимость трущихся поверхностей / Н.А. Буше, В.В. Копытько. – М.: Наука, 1981. – 127 с.

[5] Liu, Ming, et al. “Modern Analysis and Design for the Generalized Lubrication System of Internal Combustion Engine.” Materials Science Forum, vol. 471–472, Trans Tech Publications, Ltd., Dec. 2004, pp.183–186.Crossref, doi:10.4028/www.scientific.net/msf.471-472.183.

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ КОМБИНИРОВАННОГО РЕГЕНЕРАТИВНОГО ЦИКЛА С ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ ВОЗДУХА МЕЖДУ КОМПРЕССОРАМИ НИЗКОГО И ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ

Е.Ю. Марчуков[1], А.С. Лиманский[2], М.Ю. Вовк[1], В.В. Анкудимов[2], К.В. Каховский[1]
[1] ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва,
[2] ФГБОУ ВО «КНИТУ-КАИ», Казань

Рассмотрены особенности реализации комбинированного регенеративного цикла с промежуточным охлаждением воздуха между компрессорами низкого и высокого давления на примере широко эксплуатируемых газотурбинных силовых установок АЛ-31СТ и НК-38СТ. В качестве промежуточного теплоносителя используется вода, что позволяет удовлетворить нужды конечного потребителя в горячем водоснабжении. Показано, что реализация регенеративного цикла с промежуточным охлаждением воздуха позволяет повысить у газотурбинных силовых установок исходные КПД на 6…8 % абсолютных, а мощность в 1,2–1,3 раза.

THE METHOD FOR IMPLEMENTING A COMBINED REGENERATIVE CYCLE WITH INTERMEDIATE AIR COOLING BETWEEN LOW- AND HIGH-PRESSURE COMPRESSORS IN GAS TURBINE POWER PLANTS

E.Yu. Marchukov[1], A.S. Limanskiy[2], M.Yu. Vovk[1], V.V. Ankudimov[2], K.V. Kahovskiy[1]
[1] Lulka Design Bureau, Moscow, Russia
[2] KNRTU–KAI, Kazan, Russia

The article presents the method for implementing a combined regenerative cycle with intermediate air cooling between low- and high-pressure compressors using the example of widely used AL-31ST and NK-38ST gas turbine power plants. Water is used as an intermediate coolant, which allows supplying consumers with hot water. It is proven that the implementation of a regenerative cycle with intermediate air cooling allows increasing the initial efficiency of gas-turbine power plants by 6...8% absolute, and the power by 1,2–1,3 times.

1 Введение

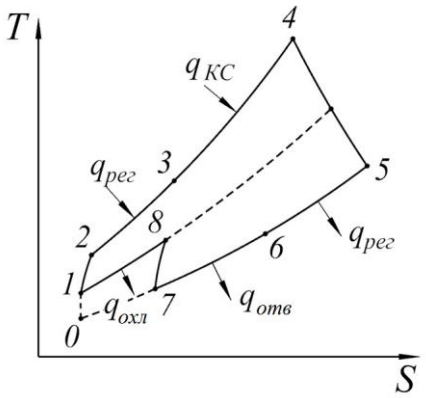
Несмотря на значительный рост тепловой эффективности авиационных и стационарных газотурбинных двигателей и установок в последние десятилетия, достигнутый благодаря внедрению современных материалов и сплавов, новых подходов к организации рабочего процесса, а также CFD-методов расчёта, возможность дальнейшего повышения тепловой эффективности приближается к физическому пределу. Следовательно, для выбора оптимального пути дальнейшего совершенствования рабочего процесса газотурбинных двигателей (ГТД) и силовых установок (ГТУ) целесообразно рассмотреть известные направления увеличения тепловой эффективности [1–3]:

- повышение параметров простого термодинамического цикла (температуры газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре);
- создание многоагрегатных ГТУ комбинированных термодинамических схем с умеренными и повышенными температурами газа;
- применение, с целью увеличения термодинамической эффективности, комбинации простого цикла и регенерации теплоты, то есть возврата части уходящей теплоты ГТУ в собственный цикл.

Повышение температуры газа перед турбиной требует значительных финансовых и временных затрат при проектировании, затрудняет обеспечение приемлемого эксплуатационного ресурса и надежности, поэтому не менее перспективна реализация комбинированных термодинамических схем в ГТД и ГТУ. Также заметно снижает тепловые потери и, соответственно, повышает коэффициент полезного действия (КПД) реализация регенеративного цикла, причем научный интерес к исследованию ГТД и ГТУ с регенерацией теплоты является мировой тенденцией [1–12].

2 Термодинамические основы реконструирования ГТУ

Включение в цикл ГТУ регенератора существенно улучшает её экономичность, однако низкая оптимальная степень повышения давления компрессора и гидравлические потери в регенераторе заметно уменьшают удельную мощность – работу цикла. В свою очередь, для увеличения удельной мощности целесообразно усложнять цикл ГТУ, например, вводя охлаждение воздуха в процесс сжатия, использовав промежуточный охладитель, устанавливая его между компрессорами низкого и высокого давления. С повышением числа охладителей процесс сжатия может быть приближен к изотермическому, так называемый процесс «карнонизации». В результате промежуточного охлаждения температура процесса сжатия оказывается более низкой, чем в простом цикле, а теплота, подведённая в камере сгорания, возрастает, даже с учётом подогрева воздуха в регенеративном теплообменном аппарате. Несмотря на это КПД ГТУ возрастает за счёт преобладающего увеличения удельной мощности, вследствие уменьшения работы сжатия компрессора высокого давления. Применение сочетания регенерации теплоты и промежуточного охлаждения значительно повышает КПД ГТУ за счет уменьшения подводимой $q_{КС}$ и отводимой $q_{от}$ теплоты, что наглядно показано на рис. 1.

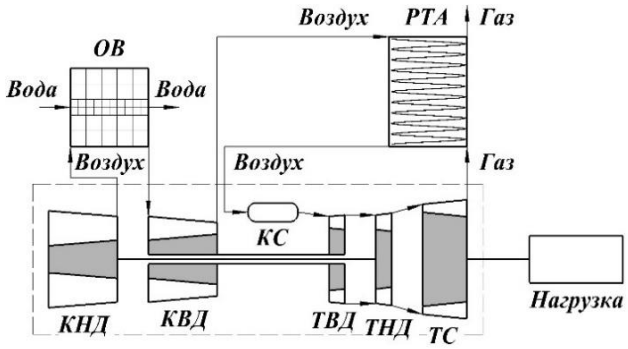


1-2 – сжатие в компрессоре высокого давления;
2-3 – $q_{рег}$ – регенеративная теплота;
3-4 – $q_{КС}$ – теплота, подведенная в камеру сгорания;
4-5 – расширение газа в турбинах высокого и низкого давления; 5-6 – $q_{рег}$ – регенеративная теплота (отвод теплоты в регенеративном теплообменном аппарате);
6-7 – $q_{от}$ – отведенная теплота; 7-8 – сжатие в компрессоре низкого давления; 8-1 – $q_{охл}$ – теплота охлаждения

Рис. 1. Цикл регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением в T-S диаграмме

Из теории регенеративных ГТД и ГТУ известно, что им характерны пониженные степени повышения давления компрессоров порядка 5…8. Для создания регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением воздуха между компрессорами низкого и высокого давления целесообразно реконструировать существующие высокотемпературные ГТУ с достаточно высокой суммарной степенью повышения давления компрессора, например, АЛ-31СТ с суммарной степенью повышения давления компрессора 17,5 или НК-38СТ с суммарной степенью повышения давления компрессора 26,4. В таком случае сохраняются, как каскад низкого, так и высокого давления, причём степень повышения давления компрессора высокого давления приближается к её оптимальной величине для регенеративного цикла и составляет 6 для АЛ-31СТ и 3,8 для НК-38СТ.

Принципиальная схема регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением воздуха между компрессорами низкого и высокого давления представлена на рис. 2.



КНД – компрессор низкого давления;
ОВ – охладитель воздуха; КВД – компрессор высокого давления; РТА – регенеративный теплообменный аппарат; КС – камера сгорания; ТВД – турбина высокого давления; ТНД – турбина низкого давления; ТС – турбина силовая

Рис. 2. Принципиальная схема регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением

3 Особенности процесса реконструкции ГТУ

Основная критика реконструирования ГТУ с организацией регенеративного цикла или с реализацией различных комбинированных циклов с регенерацией обычно направлена на необходимость внесения многочисленных изменений в конструкцию исходной ГТУ [2, 3]: удаление каскада высокого давления базового газогенератора с целью обеспечения оптимальной степени повышения давления компрессора для осуществления регенеративного цикла; добавление дополнительных ступеней после и/или перед компрессором, турбиной; изменение высоты проточной части компрессора и турбины; перепрофилирование лопаток; в случае реализации цикла с перерасширением газа в турбине – оснащение комбинированной ГТУ вакуумирующим компрессором и др. Известные схемы с оснащением

ГТУ дополнительным утилизационным турбокомпрессором могут считаться достаточно сложными и громоздкими, что усложняет их эксплуатацию [1, 4, 6, 8].

Выгодно отличается от рассмотренных выше случаев реконструирование ГТУ с организацией комбинации регенеративного цикла и цикла с промежуточным охлаждением воздуха между компрессорами низкого и высокого давления, так как обеспечивает максимально осуществимое сохранение узлов и деталей базового газогенератора модифицируемой ГТУ. Таким образом, сохраняются каскады низкого и высокого давления, а количество изменений в конструкции модифицируемой ГТУ значительно сокращается. Тем не менее, для обеспечения совместной работы компрессора и турбины при реконструировании ГТУ для организации регенеративного цикла с промежуточным охлаждением по-прежнему могут потребоваться некоторые дополнительные изменения в конструкции отдельных узлов и деталей, например, компрессора и турбины (добавление ступеней, изменение высоты проточной части, перепрофилирование лопаток и др.), которые требуют соответствующего детального рассмотрения при проектировании.

В конструкции регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением роль имеющегося в цикле регенеративного теплообменного аппарата выполняет газовоздушный теплообменник, а роль охладителя воздуха – водовоздушный теплообменник (рис. 3).

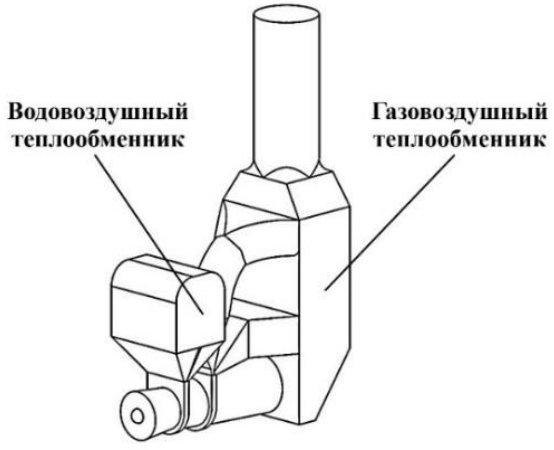


Рис. 3. Эскиз комбинированной регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением

Газовоздушный теплообменник устанавливается в выхлопном тракте (непосредственно в шахте). Подвод и отвод воздуха к газовоздушному теплообменнику осуществляется в верхней и нижней частях шахты при помощи специальных трубопроводов с диаметром 1,2 м. Схема течения теплоносителей (воздуха и газа) в теплообменной матрице газовоздушного теплообменника предлагается противоточная, как наиболее эффективная. Отбор воздуха в газовоздушный теплообменник осуществляется за компрессором высокого давления при помощи осерадиального диффузора, а возвращение нагретого воздуха обратно в газогенератор осуществляется перед камерой сгорания с помощью радиально-осевого диффузора.

Особо важную роль в цикле ГТУ с промежуточным охлаждением выполняет водовоздушный теплообменник. Отбор воздуха в водовоздушный теплообменник осуществляется за компрессором низкого давления также при помощи осерадиального диффузора, а возвращение нагретого воздуха обратно в газогенератор осуществляется перед компрессором высокого давления с помощью радиально-осевого диффузора. Применение в водовоздушном теплообменнике в качестве промежуточного теплоносителя воды обуславливается её высокой теплоёмкостью и постоянством круглогодичного использования, что в конечном счёте позволяет обеспечивать горячее водоснабжение потребителей в нормированном диапазоне температур 60…75 °С. В противном случае возможно использование теплоносителя в замкнутом контуре, что приведет к существенному снижению КПД. Схема течения теплоносителей (воздуха и воды) в теплообменной матрице водовоздушного теплообменника также предлагается противоточная, как наиболее эффективная.

Указанные отбор воздуха в теплообменники и подвод воздуха обратно в газогенератор технически осуществимы благодаря наличию свободного осевого пространства как между каскадами компрессора, так и, между компрессором и камерой сгорания у АЛ-31СТ и НК-38СТ.

Для варианта регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением на базе АЛ-31СТ при температуре газа за камерой сгорания 1400 К и температуре промежуточного охлаждения 100 К величина вырабатываемой горячей воды составила 32,21 кг/с или 115 т/ч. В случае регенеративной ГТУ с промежуточным охлаждением на базе НК-38СТ при температуре газа за камерой сгорания 1500 К и температуре промежуточного охлаждения 200 К величина вырабатываемой горячей воды составила 63,73 кг/с или 229 т/ч.

4 Заключение

Реализация в ГТУ комбинированного термодинамического цикла с регенерацией и промежуточным охлаждением воздуха между компрессорами низкого и высокого давления позволяет, благодаря сочетанию регенерации теплоты и промежуточного охлаждения, значительно повысить

КПД ГТУ за счет уменьшения подводимой и отводимой теплоты, что подтверждают проведенные расчеты. Таким образом, для ГТУ АЛ-31СТ с исходным КПД 36 % при температуре газа за камерой сгорания 1400 К, температуре промежуточного охлаждения воздуха между каскадами компрессора 100 К и степени регенерации 0,85 прирост КПД в модифицированном варианте по сравнению с базовым составил 7,7 % или итоговые 43,7 %, а достигнутая итоговая мощность по сравнению с исходной в 16 МВт составила 20,6 МВт. В свою очередь, для ГТУ НК-38СТ с исходным КПД 36,5 % при температуре газа за камерой сгорания 1500 К, температуре промежуточного охлаждения воздуха между каскадами компрессора 200 К и степени регенерации 0,85 прирост КПД в модифицированном варианте по сравнению с базовым составил 6,8 % или итоговые 43,3 %, а достигнутая итоговая мощность по сравнению с исходной в 16 МВт составила 19,7 МВт.

Представленный вариант реконструкции ГТУ с реализацией регенеративного цикла с промежуточным охлаждением позволяет модифицировать эксплуатируемые двигатели и, по сравнению с другими способами реконструкции, максимально использовать имеющиеся серийные узлы и детали, так как подразумевает наименьшие изменения в конструкции по сравнению с вариантами реконструирования ГТУ с простой организацией регенеративного цикла или с реализацией различных комбинированных циклов с регенерацией. Таким образом, хотя и требуются изменения в конструкции модифицируемых узлов, но в значительно меньшем масштабе по сравнению с проектированием нового двигателя, следовательно, значительно сокращаются проектировочные и производственные затраты.

Список использованных источников

[1] Лиманский А.С., Такмовцев В.В., Джораев С.Б. Выбор и расчетный анализ характеристик утилизационной турбокомпрессорной установки при работе совместно с приводным ГТД // Тр. Академэнерго. 2016. № 4. С. 108–119.

[2] Анкудимов В.В., Гадельшин Т.Э., Злобина М.А. Реконструкция реального двухроторного газотурбинного двигателя для реализации регенеративного цикла // 25-е Туполевские чтения (школа молодых ученых): Сб. докл.: в 6 т. Казань: Изд-во ИП Сагиева А.Р., 2021. Т. 2. С. 154–157.

[3] Лиманский А.С., Каховский К.В., Анкудимов В.В. Усовершенствованный термодинамический цикл газотурбинных силовых установок с регенерацией и перерасширением газа в турбине // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2023. № 4. С. 67–76.

[4] Матвиенко В.Т., Очеретяный В.А. Работа комбинированных ГТУ с воздушными утилизирующими турбинными двигателями на переменных режимах // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 10. С. 82–85.

[5] Лиманский А.С., Бобылев Л.В., Войтович М.А., Шинкарев А.С. Утилизационная энерготурбоустановка с использованием сверхкритического углекислого газа // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. 2013. № 2-2. С. 37–41.

[6] Лиманский А.С., Такмовцев В.В., Джораев С.Б. Энергосберегающая утилизационная турбокомпрессорная установка // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Сб. докл.: в 2 т. Казань: АН РТ, 2016. Т. 1. С. 366–371.

[7] Xiao G. et al. Recuperators for Micro Gas Turbines: A Review // Applied Energy. 2017. Vol. 197. P. 83–99.

[8] Лиманский А.С. и др. Комбинированная газотурбинная установка с внешним регенеративным энергетическим блоком // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева. 2018. № 3. С. 77–82.

[9] Кузьмичев В.С., Омар Х.Х., Ткаченко А.Ю. Способ повышения эффективности газотурбинных двигателей для наземного применения за счет регенерации тепла // Вестник МАИ. 2018. № 4. С. 133–141.

[10] Zhang C., Gümmer V. The Potential of Helicopter Turboshaft Engines Incorporating Highly Effective Recuperators under Various Flight Conditions // Aerospace Science and Technology. 2019. Vol. 88. P. 84–94.

[11] Омар Х.Х.О., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю. Повышение эффективности авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей за счет применения рекуператора // Вестник МАИ. 2020. № 4. С. 133–146.

[12] Дадоян Р.Г., Михайлов А.Е., Ахмедзянов Д.А., Михайлова А.Б. Формирование облика рекуператора для малоразмерного ГТД с регенерацией тепла // Вестник УГАТУ. 2021. № 1 (91). С. 22–32.

АНАЛИЗ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ ПАТРУБКОВ ТЕПЛООБМЕННИКА МГТДР НА ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

С.С. Ремчуков[1], А.Е. Сидоров[1, 2], С.А. Бурцев[2]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
[2] МГТУ им. Н.Э. Баумана

В статье представлен сравнительный анализ существующих малоразмерных газотурбинных двигателей с регенерацией и без, и авиационных поршневых двигателей. Проведено сравнение влияния гидравлических потерь в патрубках регенератора по горячей и холодной сторонам на эффективные характеристики двигателя (удельный расход топлива, мощность). Выполнен обзор существующих трехмерных методик по расчету теплогидравлических характеристик теплообменных аппаратов. Сделан вывод о необходимости разработки новой методики или доработки существующих с целью повышения их точности для более эффективного проектирования МГТД.

HEAT EXCHANGER DUCTS GEOMETRY INFLUENCE ANALYSIS ON THERMALHYDRAULIC CHARACTERISTICS OF REGENERATIVE MICRO GAS TURBINE

S.S. Remchukov[1], A.E. Sidorov[1, 2], S.A. Burtsev[2]
[1] CIAM, Moscow, Russia
[2] BMSTU, Moscow, Russia

In this paper comparison analysis of existing regenerative and traditional micro gas turbines and aviation piston engines was made. Comparison of pressure losses on hot and cold sides influence on engine effective characteristics was made. A research of existing three-dimensional calculation methods of thermal-hydraulic characteristics of heat exchangers was conducted. A conclusion was made, that it is necessary to develop a new method of calculation or refine the above in order to increase its precision for more efficient design of micro gas turbines.

1 Введение

Темпы развития беспилотной авиации увеличиваются с каждым годом, что связано с увеличением доли цифровизации, внедрением искусственного интеллекта и развитием систем управления летательными аппаратами (ЛА). Использующиеся или разрабатывающиеся в России на сегодняшний день беспилотные ЛА с максимальной взлетной массой 500-5000 кг используются с авиационными поршневыми двигателями (АПД) зарубежного производства [1-4]. На некоторые ЛА планируется установка малоразмерных турбовинтовых двигателей (ТВД), но в данном классе мощности (до 500 л.с.) в России такие двигатели не производятся. Наиболее известными разработчиками современных малоразмерных ТВД и турбовальных двигателей (ТВаД) в классе мощности до 500 л.с. являются Rolls-Royce, Czech PBS, Konner [5-7]. АП,Д в основном, производят Rotax и Lycoming [8-9]. В ЦИАМ также проводились исследования малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) в данном классе мощности [10]. Очевидно преимущество АПД перед МГТД по удельному расходу топлива, но по удельному весу данный тип двигателей характерно тяжелее, чем МГТД. Установка теплообменного аппарата на МГТД снижает удельный расход топлива, и, хотя удельный вес увеличивается, величина его роста не так велика, чтобы выйти по удельному расходу топлива на уровень АПД.

Применение регенеративной схемы в МГТД (сокр. МГТДр) является перспективным направлением развития газотурбинных двигателей, так как она позволяет повысить эффективность двигателя без изменения газогенератора [11]. Двигатели такого типа могут применяться в составе гибридных, распределенных и комбинированных силовых установок [15-16].

2 Оценка влияния точности расчета потерь в патрубках на эффективность

В ЦИАМ им. П.И. Баранова был спроектирован ТВаД с регенерацией мощностью 200 л.с. [10]. Для двигателя данного типа такие параметры, как удельный расход топлива и мощность, неразрывно связаны с характеристиками теплообменника, которые в рамках работы [10] были получены в результате

численного расчета его матрицы без участия подводящих и отводящих патрубков.

Для определения уровня влияния относительных гидравлических потерь по холодному и по горячему контурам на мощность и удельный расход топлива был проведен расчет облика ТВаД с регенерацией из работы [10] с переменными коэффициентами потерь. Был задан шаг изменения коэффициентов сохранения полного давления -0.005 по горячему тракту и -0.01 по холодному. В результате было получено, что при увеличении потерь по холодной стороне на 0.01, удельный расход топлива растет на 0.003 кг/л.с.·ч (1.3%), а мощность падает на 6 кВт (3%). По горячей стороне значения составляют 0.003 кг/л.с.·ч (1.3%), и 4 кВт (2%) соответственно.

Влияние гидравлических потерь по холодной стороне больше, что сказывается на значениях мощности и удельного расхода топлива, так как потери на этапе нагрева в теплообменнике напрямую связаны с совершением продуктами сгорания работы в турбине. Тем не менее, потери по горячей стороне также необходимо корректно учитывать, так как их влияние на ключевые параметры двигателя тоже является существенным.

3 Обзор существующих трехмерных методик

Вопрос исследования тепло-гидравлических характеристик у пластинчатых и пластинчато-ребристых теплообменных аппаратов для газотурбинных двигателей не является новым. За годы исследований были проведены многочисленные исследования совершенно разнообразных форм теплообменных поверхностей.

Авторы работы [17] исследовали пластинчатый теплообменник для малоразмерных газотурбинных двигателей, где в качестве теплообменной поверхности использовались поверхности Френкеля. В качестве исследуемого участка был взят один конверт из матрицы.

В работе [18] был проведен тепло-гидравлический расчет теплообменного аппарата типа PCHE (Printed Circuit Heat Exchanger – теплообменный аппарат с травлеными каналами). В расчете участвует только матрица теплообменного аппарата, подводящие и отводящие патрубки не симулируются.

Авторы работы [19] проводили оптимизацию пластинчатой теплообменной поверхности типа «набивка Френкеля» рекуператора для МГТД с регенерацией. Были получены картины течений между поверхностями и по ним сделан вывод о необходимости изменения связующего канала между «конвертами» и расположения самих «конвертов».

Работа [20] является единственной из рассмотренных, где была минимально учтена геометрия подводящих и отводящих каналов, правда, только по холодной стороне. Авторы исследовали и оптимизировали конструкцию пластинчато-ребристого теплообменного аппарата с прямоугольными каналами и противоточной схемой течения. Распределение скоростей на входе в противоточную часть теплообменного аппарата по холодной стороне для одного из геометрических исполнений представлено на рисунке 1.

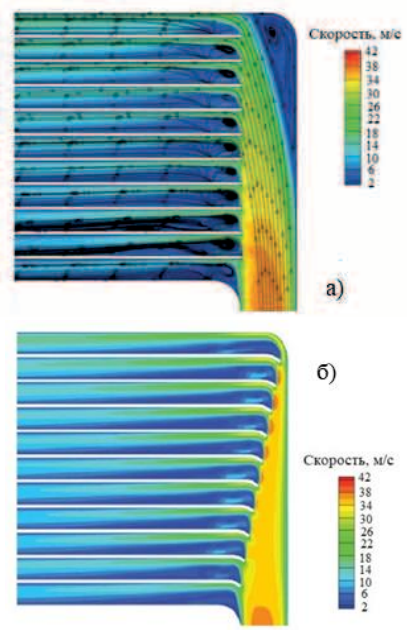


Рис. 1. Распределение скоростей на входе в противоточную часть теплообменного аппарата по холодной стороне до оптимизации (а) и после (б) [20]

В работе был смоделирован подводящий канал, поэтому стало возможно увидеть получающуюся неравномерность по высоте матрицы на входе. Хотя в работе не проводились исследования матрицы теплообменника в составе МГТД с полным учетом геометрии патрубков, данного конструктивного исполнения достаточно для демонстрации влияния неравномерности от патрубков на теплообмен в самой матрице.

В результате оптимизации конструкции матрицы неравномерность была существенно уменьшена: степень регенерации увеличилась на 1.5%, а относительные гидравлические потери уменьшились на 1.2%.

Такое влияние неравномерности обусловлено различием чисел Рейнольдса (Re) от канала к каналу, а, следовательно, и чисел Нуссельта (Nu). Следовательно, коэффициенты теплоотдачи так же не будут одинаковыми по разным каналам, что приведет к неоднородному теплообмену по всему ее объему - тепло-гидравлические характеристики в случае моделирования и учета геометрии патрубков будут отличаться от полученных при задании равномерного однородного потока на входе в матрицу.

4 Заключение

Использование теплообменного аппарата в качестве рекуператора энергии однозначно способно повысить экономичность МГТД и позволить ему конкурировать с поршневыми двигателями, но для этого также необходимо правильно рассчитать массогабаритные характеристики теплообменника и сделать его максимально эффективным, легким и способным позволить двигателю выдавать заявленную мощность. Для достижения этих целей необходим очень тщательный подход к проектированию двигателя на этапе завязки. Параметры теплообменника и подводящих и отводящих каналов должны быть очень точно определены для достижения максимальной эффективности первого.

В рамках данной работы было проведено исследование зависимости ключевых показателей МГТД с регенерацией от коэффициентов сохранения полного давления по горячей и холодной сторонам теплообменника. Было выявлено существенное их влияние на мощность и удельный расход топлива двигателя.

Анализ результатов трехмерных исследований, представленных учеными в открытом доступе показывает, что при исследовании теплообменных аппаратов в большинстве случаев не учитывается геометрия подводящих и отводящих каналов установки, на которой предполагается установка теплообменника. При этом в одной из рассмотренных работ показана разница в распределении параметров по матрице теплообменника в случае, когда предпринята попытка моделирования этих каналов. Таким образом, для повышения эффективности проектирования МГТД необходима разработка новой или доработка одной из вышеперечисленных методик, в которой будет учитываться неравномерность потока на входе и выходе из матрицы в зависимости от формы подводящих/отводящих патрубков.

Список использованных источников

[1] Кронштадт [Электронный ресурс] URL: https://www.kronshtadt.ru/

[2] Альтиус [Электронный ресурс] URL: https://www.ru.wikipedia.org/wiki/Альтиус

[3] Сириус [Электронный ресурс] URL: https://www.ru.wikipedia.org/wiki/Сириус

[4] Гелиос [Электронный ресурс] URL: https://www.ru.wikipedia.org/wiki/Гелиос

[5] Rolls-Royce (Великобритания) [Электронный ресурс] URL: https://www.rolls-royce.com/

[6] Czech PBS (Чехия) [Электронный ресурс] URL: https://www.pbs.cz/en/

[7] Konner (Италия) [Электронный ресурс] URL: https://www.konnerhelicopters.com/en

[8] Rotax (Австрия) [Электронный ресурс] URL: https://www.flyrotax.com/ru

[9] Lycoming (США) [Электронный ресурс] URL: https://www.lycoming.com/

[10] Осипов И.В., Ремчуков С.С. Малоразмерный газотурбинный двигатель со свободной турбиной и теплообменником системы регенерации тепла в классе мощности 200 л.с. // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 81-90.

[11] Осипов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // Авиационные двигатели. 2019. №4 (5). С. 11-18.

[12] Козлов А.Л., Палкин В.А. Перспективы развития авиационного двигателестроения // Авиационные двигатели. 2023. №1 (18). С. 13-30

[13] Arabul, Kurt, Arabul, Senol, Schrotter, Breda, Megyesi Perspectives and development of electrical systems in more electric aircraft

[14] Arabul, A. Y. Kurt E., Arabul F.K., Senol I., Schrötter M., Bréda R., Megyesi D. Perspectives and Development of Electrical Systems in More Electric Aircraft // International Journal of Aerospace Engineering. 2021. 14 pages. https://doi.org/10.1155/2021/5519842

[15] Nagy A. Electric aircraft – present and future // Production Engineering Archives. 2019. Vol. 23. Iss. 23. pp. 36-40. DOI: 10.30657/pea.2019.23.06

[16] Варюхин А.Н. Захарченко В.С. Рахманкулов Д.Я. Сунцов П.С. Овдиенко М.А. Гелиев А.В. Киселев И.О. Власов А.В. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий // Авиационные двигатели. 2022. №1 (14). С. 19-32.

[17] Ремчуков С.С. Данилов М.А. Чистов К.А. Автоматизированное проектирование и расчет пластинчатого теплообменника для малоразмерного газотурбинного двигателя. // Авиационные двигатели. 2018. №25 (3). С. 116-123

[18] Wang J. Yan X. Boersma B.J. Lu M. Liu X. Numerical investigation on the Thermal-hydraulic performance of the modified channel supercritical CO2 printed circuit heat exchanger // Applied Thermal Engineering. 2023. Vol. 221. pp. 524-538

[19] Gavrilova Yu.A., Beschatnykh V.N., Borisov Yu.A., Achkasov D.A., Kosoy A.S. Optimization of micro gas-turbine-recuperator heat transfer surface

[20] Jiang W., He T., Wang C., Pan W., Liu J Fluid-Dynamics Analysis and Structural Optimization of a 300 kW MicroGas Turbine Recuperator.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С РАЗНЫМИ ТИПАМИ ДВИГАТЕЛЕЙ В СОСТАВЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю.В. Зиненков[1], А.В. Луковников[2]
[1] ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж
[2] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работа посвящена проблеме оценки эффективности авиационных силовых установок (СУ) в составе беспилотных летательных аппаратов (БпЛА) с разными типами маршевых двигателей по критериям самолетного уровня. Для разрешения данной проблемы авторами разработан соответствующий методико-математический аппарат, в основе которого лежит построенная комплексная математическая модель, обеспечивающая расчет параметров и характеристик СУ (с газотурбинными, поршневыми и электрическими двигателями), планера и параметров движения самолета. Также для демонстрации функциональных возможностей методико-математического аппарата представлены результаты исследований по оценке эффективности силовой установки (СУ) гипотетического беспилотного летательного аппарата (БпЛА) самолетного типа. При этом рассмотрены варианты БпЛА с СУ на базе турбореактивного, турбовинтовых, поршневых и электрических двигателей.

EVALUATION OF THE EFFICIENCY OF A POWER PLANT WITH DIFFERENT TYPES OF ENGINES AS PART OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

Yu.V. Zinenkov[1], A.V. Lukovnikov[2]
[1] MERC AF «AFA», Voronezh, Russia
[2] CIAM, Moscow, Russia

The paper is devoted to the problem of assessing the efficiency of aircraft power plants (PP) in unmanned aerial vehicles (UAVs) with different types of cruise engines according to aircraft-level criteria. To solve this problem, the authors have developed a corresponding methodological and mathematical apparatus based on a constructed complex mathematical model that provides calculation of the parameters and characteristics of the PP (with gas-turbine, piston and electric engines), airframe and aircraft motion parameters. Also, to demonstrate the functional capabilities of the methodological and mathematical apparatus, the results of studies on assessing the efficiency of the power plant (PP) of a hypothetical unmanned aerial vehicle (UAV) of an aircraft type are presented. In this case, the variants of UAVs with PP based on turbojet, turboprop, piston and electric engines are considered.

1 Введение

СУ современных БпЛА базируются на разных типах авиационных двигателей [1]. При этом часто возникает ситуация, когда при обосновании концепции СУ возникает неопределенность какой тип двигателя лучше использовать в ее составе – газотурбинный, поршневой, электрический или их комбинацию. Такая ситуация естественно вызывает определенные затруднения на стадии внешнего проектирования, так как, если на данных этапах ошибиться в выборе подходящего типа двигателя для СУ из возможных вариантов, то весть проект разрабатываемого БпЛА станет в будущем неконкурентоспособным или вообще нереализуемым.

Существующие в настоящее время методы и средства, обеспечивающие оценку эффективности СУ в составе ЛА, ориентированы на определенный тип двигателя, поэтому их нельзя применять для СУ с разными типами двигателей.

Вышеописанная ситуация обосновывает актуальность проводимых исследований СУ с разными типами двигателей в составе БпЛА самолетного типа с целью развития методов и средств, обеспечивающих оценку их эффективности по критериям самолетного уровня.

2 Методико-математический аппарат

Анализ различных источников показывает, что, исходя из предназначения БпЛА самолетного типа, в составе его СУ наиболее целесообразно применять микро-ТРД, электрические, поршневые, турбовинтовые и турбореактивные двигатели и их комбинации, представляющие собой гибридные СУ.

Некоторые из перечисленных типов двигателей имеют разные физические принципы создания тяги, необходимой для движения БпЛА, и разные

первичные источники энергии на борту. Поэтому методико-математический аппарат, обеспечивающий исследования для оценки эффективности СУ по критериям самолетного уровня, должен учитывать данные особенности.

Авторами разработан такой методико-математический аппарат, обеспечивающий формирование технического облика СУ БпЛА самолетного типа разного назначения [2].

Его основной особенностью является функциональная возможность проведения расчетно-теоретических исследований для получения параметров и характеристик СУ с газотурбинными прямой и непрямой реакции, поршневых и электрических двигателей, а также параметров движения самолета [3].

Данная программа основана на комплексной математической модели БпЛА, базирующейся на совокупности методик и алгоритмов для расчета элементов СУ, аэродинамических характеристик, ограничений, массового баланса и летно-технических характеристик. Ее основные отличия заключаются в расчете параметров движения БпЛА с СУ на базе газотурбинных, поршневых и электрических двигателей, что обеспечивает расчет критериев эффективности самолетного уровня для СУ с разными типами двигателей едиными математическим аппаратом. Это в свою очередь обеспечивается реализацией в комплексной математической модели функциональной возможности проведения расчетов высотно-скоростных характеристик СУ с газотурбинными, поршневыми и электрическими двигателями в потребном диапазоне высот и скоростей полета.

Для проведения расчетно-теоретических исследований по формированию технического облика СУ с газотурбинными, поршневыми и электрическими двигателями перспективных БпЛА самолетного типа в работе предложена методика обоснования оптимальных параметров СУ БпЛА с разными типами двигателей состоящая из пяти этапов.

На первом, происходит определение предназначения исследуемого БпЛА, формируются к нему требования и выбираются критерии эффективности, характеризующие функциональное предназначение исследуемого БпЛА.

На втором, выполняется формализация сложной технической системы «СУ-БпЛА» с увязкой параметров и характеристик СУ, планера и программы полета при выполнении полетного задания.

На третьем, проводятся параметрические исследования, имеющие наибольшее значение для малоизученных элементов СУ.

На четвертом, проводится оптимизация исследуемой системы с использованием метода непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации.

На пятом, происходит обоснование оптимальных параметров СУ БпЛА на основе технико-экономической оценки при разработке рекомендаций по выбору типа и схемы двигателя и параметров рабочего процесса СУ.

Демонстрация функциональных возможностей вышеописанного методико-математического аппарата выполнена путем проведения исследований по оценке эффективности СУ БпЛА, в составе которой рассмотрено применение четырех типов авиационных двигателей – газотурбинных прямой и непрямой реакции, поршневого и электрического.

3 Заключение

Проведенное исследование продемонстрировало реализацию дополнительных функциональных возможностей комплексного математического моделирования СУ с газотурбинными, поршневыми и электрическими двигателями. Эти возможности заложены в новое программное средство, позволяющее с использованием разработанной методики, производить оценку эффективности до четырех типов авиационных двигателей разных схем в составе СУ БпЛА самолетного типа.

Список использованных источников

[1] М.С. Иванов, А.В. Аганесов, А.А. Крылов, С.Ф. Галиев, А.М. Агеев, Д.С. Легконогих, А.В. Березин, П.В. Рябков, А.М. Межуев, И.П. Абросимов, С.А. Попов Беспилотные летательные аппараты. Справочное пособие. Воронеж: Научная книга, 2015. 619 с.

[2] Ю.В. Зиненков, А.В. Луковников Концепция многодисциплинарного формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов военного назначения // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 94-110.

[3] Зиненков Ю.В. Расчет характеристик силовой установки и параметров движения самолета. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU № 2024617018 от 27.03.2024. Заявка № 2024615710 от 18.03.2024.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Д.А. Боровиков, И.В. Алпатов
ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Москва

В работе рассматривается задача выбора оптимальной силовой установки для летательного аппарата с учетом статистики полетных задач за весь срок эксплуатации. Предлагается подход к унификации описания компонентов силовой установки с различными источниками энергии через разделение понятий хранилища и носителя энергии. Разработана математическая модель системы «летательный аппарат – силовая установка» на основе связных графов. Модель учитывает массово-инерционные и аэродинамические характеристики ЛА, работу системы автоматического управления и параметры силовой установки. Представлена постановка задачи оптимизации силовой установки.

SELECTION OF THE OPTIMAL AIRCRAFT PROPULSION SYSTEM BASED ON OPERATIONAL EFFICIENCY CRITERIA

D.A. Borovikov, I.V. Alpatov
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

The paper considers the problem of selecting an optimal propulsion system for an aircraft taking into account the statistics of flight tasks for the entire service life. Approach of unifying the description of propulsion system components by separating the concepts of energy storage and energy carrier for all types of propulsion systems is proposed. A mathematical model of the system “aircraft - propulsion system” based on bonded graphs is developed. The model takes into account mass-inertial and aerodynamic performance of the aircraft, operation of the automatic control system and parameters of the propulsion system. The formulation of the problem of optimization of the propulsion system is presented.

1 Введение

Развитие технологий хранения и преобразования энергии позволяет использовать на современных летательных аппаратах гибридные и распределенные силовые установки. При этом выбор схемы, способа хранения или генерации электроэнергии на борту, параметров компонентов силовой установки остается сложной технической задачей. Применение электрических и гибридных двигателей на летательных аппаратах остается ограниченным их низкими удельными параметрами, что делает их неконкурентоспособными при полетах на большие расстояния. Тем не менее, если летательный аппарат выполняет в течение периода эксплуатации различные задачи, включающие различную дальность и время полета, применение гибридных силовых установок может оказаться эффективным за период эксплуатации.

Выбор оптимальной силовой установки для летательного аппарата требует решения двух задач, первой задачей является унификация описания силовых установок различных типов, в особенности в составе комбинированных или гибридных силовых установок.

Для унификации описания силовых установок предлагается разделение понятий носителя энергии и хранилища энергии, в таком случае для любого носителя энергии будет справедливо понятие массового расхода, в зависимости от вида носителя энергии массовый расход может быть как положительным так и отрицательным, также для любого носителя энергии можно определить модель массы хранилища энергии, являющегося в первом приближении функцией запаса энергии.

Вторым компонентом предлагаемого подхода является применение математической модели летательного аппарата с силовой установкой. При этом критерий оптимальности определяется не по выполнению одной полетной задачи, а в соответствии со статистикой применения летательных аппаратов подобного класса, которая закладывается в математическую модель, например распределение дальностей полета для пассажирских и грузовых перевозок в течение жизненного цикла летательного аппарата.

Необходимость выполнения всех требуемых полетных задач является ограничением для задачи оптимизации, а условия существования летательного аппарата для всех условий полета определяют

множество силовых установок, среди которых выполняется поиск оптимальных параметров. Если множество полетных задач непрерывно, как в случае с дальностями полета, оно должно быть дискретизировано для решения задачи оптимизации.

В результате математического моделирования определяются критерии оптимальности для всех дискретных полетных задач, далее путем интегрирования критериев оптимальности для множества полетных задач с учетом их неравномерного распределения определяются критерии оптимальности силовой установки за период эксплуатации летательного аппарата.

2 Математическая модель летательного аппарата и силовой установки

Математическая модель для выбора оптимальной силовой установки под заданный летательный аппарат построена на основе метода связных графов в программном комплексе Simcenter Amesim. Выполняется моделирование полетной задачи в двухмерной постановке.

Математическая модель состоит из нескольких основных структурных элементов, таких как (см. рис. 1):

– силовая установка;

– летательный аппарат;

– система автоматического управления силовой установкой и летательным аппаратом.

В качестве входных данных силовая установка принимает условия полета и сигнал со стороны системы управления, определяющий потребную тягу в соответствии с выполняемой полетной задачей. В качестве выходных параметров силовая установка выдает массовый расход носителя энергии и тягу.

Для летательного аппарата в модели задаются массово-инерционные и аэродинамические характеристики, масса силовой установки в составе летательного аппарата задается как функция параметров узлов силовой установки.

Система автоматического управления силовой установкой и летательным аппаратом в математической модели основана на ПИД-регуляторах и управляет тягой силовой установки и углом отклонения рулей высоты для соответствия с заложенными значениями в полетной задаче по числу Маха полета и высоте. Распределение мощности между компонентами гибридной или комбинированной силовой установки является оптимизируемым параметром.

На первом этапе модель силовой установки задается через удельные параметры и КПД узлов, все возможные сочетания существуют в рамках модели одновременно. На втором этапе упрощенная энергетическая модель силовой установки заменяется детализированной математической моделью выбранного типа для более точного определения параметров узлов.

3 Задача оптимизации

В качестве критерия оптимальности при тестировании подхода используется расход углеводородного топлива за период эксплуатации летательного аппарата. Для ограничения области поиска оптимальной силовой установки используется условие существования летательного аппарата, ограничивающее минимальную мощность силовой установки, максимальную массу летательного аппарата и минимальный запас энергии на борту для выполнения каждой из полетных задач в заданном множестве.

На первом этапе оптимизации в качестве варьируемых переменных используется мощность всех возможных источников мощности на борту и запас энергии всех возможных типов:

$$\mathrm{N_{CY}} = \langle N_1, \dots, N_i, E_1, \dots, E_i \rangle. \qquad (1)$$

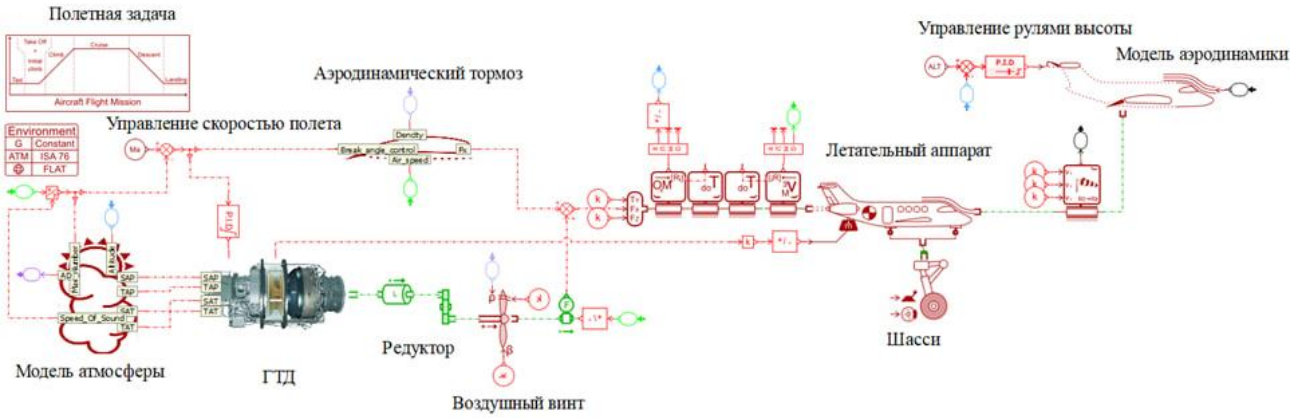


Рис. 1. Математическая модель системы силовая установка – летательный аппарат

Задача оптимизации сводится к поиску такого сочетания источников энергии, что расход топлива за период эксплуатации окажется минимальным

$$_{\text{СУ}}{}^{*} \in \mathbb{N}_{\text{СУ}}: m_{\text{т}}(N_{\text{СУ}}{}^{*}) = \min_{N_{\text{СУ}} \in \mathbb{N}_{\text{СУ}}} m_{\text{т}}(N_{\text{СУ}}). \qquad (2)$$

После определения оптимального типа силовой установки в качестве варьируемых переменных задаются параметры узлов силовой установки, постановка задачи оптимизации не меняется.

4 Заключение

Применение предлагаемого подхода для выбора оптимальной силовой установки для летательного аппарата позволит выполнять комплексную оптимизацию силовой установки на основе статистики применения летательных аппаратов подобного класса в течение их жизненного цикла.

Разработанный подход за счет унифицированного описания силовой установки позволит выполнять оптимизацию без привязки к конкретному типу СУ, что значительно расширит область поиска оптимального облика силовой установки и уточнить область применения различных типов силовых установок.

В качестве развития подхода предполагается внедрение экономических моделей и использование в качестве критериев оптимальности экономических показателей.

Список использованных источников

[1] Боровиков Д.А. Методика определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Боровиков Дмитрий Александрович, 2022. – 113 с. – EDN BVHPGN.

[2] Боровиков Д.А. Построение имитационной математической модели турбовинтового регионального самолета / Д. А. Боровиков, И. В. Алпатов, А. К. Минин // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2024. – № 2(146). – DOI 10.18698/2308-6033-2024-2-2339. – EDN JRLTJK.

[3] Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Моделирование полёта летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. №1-2.

[4] Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Агавердыев С.В. Определение оптимальных параметров и схемы двигателя для ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 3. С. 23-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-23-35

[5] Riboldi, C. E. D. (2018). An optimal approach to the preliminary design of small hybrid-electric aircraft. Aerospace Science and Technology, 81, 14–31. doi:10.1016/j.ast.2018.07.042

[6] Li S., Gu C., Xu M., Li J., Zhao P., Cheng, S. (2021). Optimal power system design and energy management for more electric aircrafts. Journal of Power Sources, 512, 230473. doi:10.1016/j.jpowsour.2021.23047

[7] Влияние целевого назначения самолёта на оптимальные параметры рабочего процесса и схемы силовой установки / А. Ю. Ткаченко, В. С. Кузьмичев, Е. П. Филинов, С. В. Авдеев // Вестник Московского авиационного института. – 2020. – Т. 27, № 2. – С. 112-122. – DOI 10.34759/vst-2020-2-112-122. – EDN VCQVZV.

[8] Зиненков Ю.В. Выбор оптимальной схемы и параметров ГТД для силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата / Ю. В. Зиненков, А. В. Луковников // XL Академические чтения по космонавтике: посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов, Москва, 26–29 января 2016 года. – Москва: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, 2015. – С. 332-333. – EDN VXJZMJ.

[9] Зиненков Ю.В. Концепция многодисциплинарного формирования предварительного технического облика силовых установок беспилотных летательных аппаратов военного назначения / Ю. В. Зиненков, А. В. Луковников // Вестник Московского авиационного института. – 2022. – Т. 29, № 3. – С. 94-110. – DOI 10.34759/vst-2022-3-94-110. – EDN ALDOAF.

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ПЛАНЕРА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Е.С. Матяш[1], И.С. Матяш[1], А.А. Савельев[1], Р.А. Штин[1,2]
[1] ФАУ «ЦАГИ», Жуковский
[2] ФГАОУ ВО «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва

В работе исследовано влияние интерференции двухконтурных двигателей, пилонов, крыла и фюзеляжа на аэродинамические характеристики полумодели четырехдвигательного самолета с подкрыльевым расположением двигателей. Методология основана на сравнении суперпозиции изолированных элементов с компоновкой при одинаковой подъемной силе, включающей вертикальную составляющую тяги двигателя. Результаты выявили благоприятное влияние интерференции на внешнее сопротивление мотогондол двигателей и на сопротивление крыла и неблагоприятное влияние интерференции на тягу двигателя. Описанная методология позволяет детально анализировать компоновку и прогнозировать ее возможные улучшения.

ANALYSIS OF AERODYNAMIC INTERFERENCE OF THE AIRFRAME AND PROPULSION SYSTEM OF AN AIRCRAFT

E.S. Matyash[1], I.S. Matyash[1], A.A. Savelyev[1], R.A. Shtin[1,2]
[1] Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia
[2] Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia

The work investigates the effect of interference of turbofan engines, pylons, wing and fuselage on the aerodynamic performance of a semi-model of a four-engine aircraft with underwing engine arrangement. The methodology is based on comparing the superposition of isolated components with a complex arrangement under the same lift force including the vertical component of the engine thrust. The results revealed a favorable effect of the setup on the external drag of the engine nacelles and on the wing drag and an unfavorable effect of the interference on the engine thrust. Methodology described allows detailed analysis of the layout and prediction of its possible improvements.

1 Введение

Интерференция аэродинамических элементов в самолетах с турбореактивными двухконтурными двигателями большой степени двухконтурности критически влияет на эффективность аэродинамической компоновки, что впоследствии выражается в потреблении топлива. Аэродинамическая эффективность компоновки определяется соотношением подъемной силы, силы сопротивления и тяги двигателя.

Существует ряд работ, посвященных исследованию стандартной компоновки самолета с двумя двигателями под крылом [1, 2]. Однако в этих работах для проведения серии расчетов использовалась упрощенная геометрия без пилонов, что позволило не менять структурированную расчетную сетку. В свою очередь пилон двигателя существенно влияет на картину обтекания. Обычно пилон условно делится на две части: обтекаемую реактивной струей из двигателя и внешнюю. Также в этих работах не рассматривается влияние фюзеляжа на суммарное сопротивление. Однако в силу того, что между фюзеляжем, крылом и пилоном двигателя образуется канал переменной ширины, сопротивление изолированного фюзеляжа и фюзеляжа в компоновке могут значительно отличаться. Поэтому актуальной является задача разделения и анализа сил, возникающих из-за взаимного влияния элементов конструкции самолета.

2 Методология

В работе рассматривается полумодель четырехдвигательного самолета с двигателями под крылом. Для получения числовых характеристик обтекания используется компьютерное моделирование (CFD) с использованием системы уравнений RANS, замкнутой моделью турбулентности SST. Для проведения аэродинамических расчетов в работе используется программа EWT-ЦАГИ [3]. Параметры набегающего потока определялись из условий крейсерского полета в стандартной атмосфере. Для дискретизации пространства в работе используются структурированные многоблочные сетки.

Верификация расчетов проводится путем проверки сеточной сходимости.

Расчеты производились в несколько этапов. Сначала было получено обтекание изолированных элементов: двигатель без пилона, крыло, планер (компоновка «крыло + фюзеляж + вертикальное и горизонтальное оперение»). В задаче рассматривались различные углы атаки (3,0; 3,5; 4,0 градусов), чтобы впоследствии с помощью интерполяции можно было подобрать угол, на котором суммарная вертикальная сила суперпозиции («изолированное крыло + 2 изолированных двигателя» или «изолированный планер + 2 изолированных двигателя») примет заданное значение.

На втором этапе рассчитывались компоновки: «крыло + 2 двигателя с пилонами» и «планер + 2 двигателя с пилонами». Расчеты проводились при стандартном крейсерском угле атаки 3,5 градусов. Полученные компоненты тяги и сопротивления сравнивались с советующими величинами изолированных элементов при одинаковой подъемной силе, учитывающей вертикальную составляющую тяги двигателя. Такое условие появляется из эксплуатационных требований, когда подъемная сила на конкретном режиме полета жестко задается.

Для разделения сил, действующих на двигатель, используется схема, изображенная на рисунке 1.

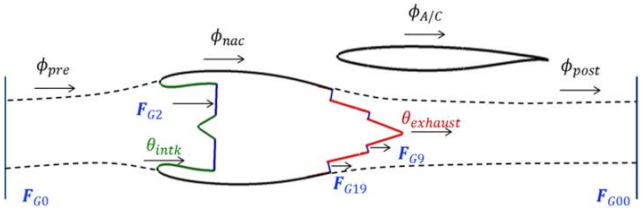


Рис. 1. Декомпозиция горизонтальных сил, действующих на двигатель, мотогондолу и планер [1]

Суммарная тяга двигателя делится на тягу по срезу сопла (сечения 9 и 19 на рисунке 1) и тягу по внешней части центрального тела (на рисунке 1 отмечено красной линией и переменной $\theta_{exhaust}$). Учет сопротивления мотогондолы дает величину, называемую эффективной тягой.

3 Результаты

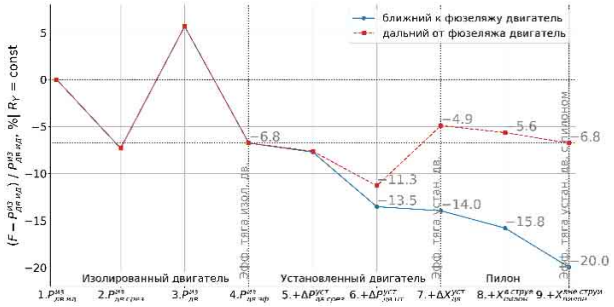


Рис. 2. Разделение сил, действующих на двигатели в компоновке с крылом

Каждая составляющая горизонтальной силы была последовательно учтена, формируя суммарную горизонтальную силу F. На рис. 2 изображена эта сила, нормированная следующим образом:

$$\left(F - P^{\text{из}}_{\text{дв ид}}\right)\Big/ P^{\text{из}}_{\text{дв ид}}. \quad (1)$$

где $P^{\text{из}}_{\text{дв ид}}$ – идеальная тяга изолированного двигателя, посчитанная по одномерным формулам газовой динамики. В начале сила F принимает следующие значения: 1) идеальная тяга изолированного двигателя, 2) тяга изолированного двигателя по срезу сопла, 3) тяга изолированного двигателя (получена добавлением тяги по внешней части центрального тела), 4) эффективная тяга изолированного двигателя. Следующие точки на графике соответствуют учету интерференционных эффектов: 5) влияние интерференции на тягу двигателя по срезу сопла, 6) влияние интерференции на тягу двигателя по внешней части центрального тела, 7) влияние интерференции на сопротивление двигателя (полученная сила F равна эффективной тяге двигателя в компоновке), 8) сопротивление части пилона, омываемой струей, 9) сопротивление внешней части пилона.

По результатам разложения сил видно, что установка двигателей под крыло практически не влияет на тягу по срезу сопла, однако значительно уменьшает тягу обоих двигателей по внешней части центрального тела. С другой стороны, имеет место значительное снижение сопротивления дальнего двигателя при учете компоновочных эффектов.

Аналогичные исследования были проведены для компоновки с фюзеляжем. Результаты изображены на рис. 3. Сравнение с рис. 2 дает возможность оценить влияние фюзеляжа на характеристики компоновки.

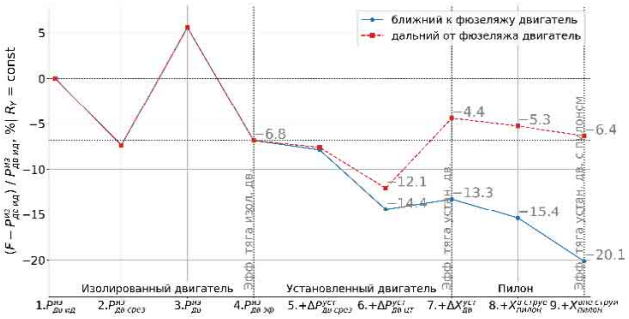


Рис. 3. Разделение сил, действующих на двигатели в компоновке с планером

Присутствие фюзеляжа уменьшило тягу обоих двигателей, в основном за счет снижения тяги по внешней части центрального тела. Также интерференция с фюзеляжем уменьшала внешнее сопротивление мотогондол обоих двигателей. Однако в случае ближнего двигателя этот благоприятный эффект скомпенсировался повышением

сопротивления пилона. В результате из-за присутствия фюзеляжа суммарная тяга ближнего двигателя практически не изменилась, а у дальнего двигателя немного увеличилась. В работе исследуются причины описанных явлений.

Для анализа интерференционных эффектов на компоновку в целом построена аналогичная диаграмма (на рис. 4). Вдоль вертикальной оси изображена суммарная горизонтальная сила F, формирующаяся последовательным учетом сил от отдельных элементов компоновки и учетом эффектов интерференции. Из-за того, что теперь в силе F будет учтена работа двух двигателей, а не одного, а также учтено сопротивление крыла, то целесообразно изменить нормировку следующим образом:

$$\left(F - F_{\text{сп ид}}\right) \Big/ \left(2 \cdot P^{\text{из}}_{\text{дв ид}}\right). \quad (2)$$

где, $F_{\text{сп ид}}$ – это сумма сопротивления изолированного фюзеляжа и удвоенной идеальной тяги изолированного двигателя (идеальная тяга суперпозиции). В начале сила F принимает следующие значения: 1) идеальная тяга суперпозиции, 2) тяга суперпозиции (сумма удвоенной тяги по срезу сопла и по внешней части центрального тела изолированного двигателя и сопротивления изолированного планера), 3) эффективная тяга суперпозиции (учтено удвоенное сопротивление мотогондолы изолированного двигателя). Следующие точки на графике соответствуют учету интерференционных эффектов: 4) влияние интерференции на тягу двигателя по срезу сопла и по внешней части центрального тела, 5) влияние интерференции на суммарное сопротивление двигателей, 6) сопротивление части пилона, омываемой струей, 7) сопротивление внешней части пилона, 8) влияние интерференции на сопротивление крыла, 9) влияние интерференции на сопротивление фюзеляжа, 10) влияние интерференции на сопротивление горизонтального оперения, 11) влияние интерференции на сопротивление вертикального оперения.

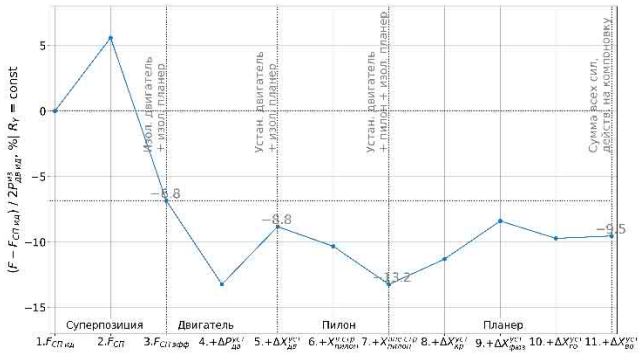


Рис. 4. Разделение сил, действующих на компоновку в целом

По результатам разложения сил видно, что внешнее сопротивление крыла и фюзеляжа в компоновке значительно меньше сопротивления соответствующих частей изолированного планера, т.е. наблюдается благоприятная интерференция. Установка двигателей под крыло практически не влияет на сопротивление вертикального оперения, что ожидаемо в силу геометрической разобщенности объектов.

4 Заключение

Проведенный интерференционный анализ компоновки самолета демонстрирует, что при проектировании летательного аппарата недостаточно рассматривать только изолированные части компоновки, потому что из-за интерференции двигателей и планера меняются как собственные характеристики элементов (тяга и сопротивление), так и суммарная сила, действующая на всю компоновку.

Практическая значимость описанной методологии заключается в том, что ее результаты позволяют локализовать проблемные места конкретного летательного аппарата. Это в свою очередь, позволяет решать оптимизационную задачу проектирования локально, а не для всего самолета в целом.

Продолжением этого исследования может быть учет изменения рабочего процесса двигателя и влияния ламинарно-турбулентного перехода.

Список использованных источников

[1] T.P. Stankowski, D.G. MacManus, C.T. Sheaf, N. Grech Aerodynamic interference for aero-engine installations // AIAA Aerospace Sciences Meeting. - 2016

[2] T.P. Stankowski, D.G. MacManus, M. Robinson, C.T. Sheaf Aerodynamic Effects of Propulsion Integration for High Bypass Ratio Engines // Journal of Aircraft. - 2017. – Vol. 54, No. 6

[3] Власенко В.В., Кажан Е.В., Матяш Е.С., Михайлов С.В., Трошин А.И. Численная реализация неявной схемы и различных моделей турбулентности в расчетном модуле ZEUS // Труды ЦАГИ. - 2015. - №2735. - С. 5-49.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ТРДД ОТНОСИТЕЛЬНО КРЫЛА САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ЗАВИСИМОСТЕЙ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ, ПОЛУЧЕННЫХ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ

Е.В. Архангельский
АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В данной работе выполнена верификация численной методики моделирования обтекания самолета с турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД) большой степени двухконтурности в условиях крейсерского полета, с использованием которой определено оптимальное положение ТРДД относительно крыла на основе зависимостей аэродинамических характеристик (АХ) компоновки самолета, полученных по результатам 3D-расчетов внешнего обтекания компоновок с различными положениями двигателя относительно крыла и подбором режима работы двигателя и угла атаки самолета, обеспечивающими компенсацию сопротивления и веса всей компоновки.

DETERMINATION OF THE OPTIMAL POSITION OF THE TURBOJET ENGINE RELATIVE TO THE WING OF AN AIRCRAFT BASED ON THE DEPENDENCIES OF THE CONFIGURATION CHARACTERISTICS OBTAINED FROM THE RESULTS OF AERODYNAMIC CALCULATIONS

E.V. Arkhangelskiy
JSC «UEC-Aviadvigatel», Perm, Russia

In this work, the numerical methodology of modeling the flow around an aircraft with a turbojet engine with a high bypass ratio under cruising flight conditions was verified, using which the optimal position of the turbojet engine relative to the wing was determined based on the dependencies of the aerodynamic characteristics of the aircraft configuration, obtained from the results of 3D calculations of the external flow around configurations with different positions of the turbojet engine relative to the wing and the selection of the engine operating mode and the angle of attack, providing compensation for a resistance and a weight of the entire configuration.

1 Введение

В экспериментальных исследованиях [1-3] с разным положением мотогондолы с протоком и без протока относительно крыла отмечено значительное влияние реактивной струи двигателя на АХ компоновки планер-пилон-двигатель и определена необходимость её учета особенно для ТРДД без смешения. В продолжение данных исследований в [4-7] с использованием численного моделирования выполнены расчетные работы по определению зависимостей различных АХ компоновки (аэродинамическое качество самолета (K), коэффициент потерь идеальной тяги компоновки ($\Delta R_{ИД}$)) от положения и заклинения двигателя относительно крыла с моделированием реактивных струй. В указанных работах исследования выполнялись при постоянном режиме работы ТРДД в условиях крейсерского полета, что является упрощенным методом сравнения компоновок согласно [8]. В действительности изменение положения двигателя относительно крыла или угла атаки самолета для компенсации его веса изменяет характер обтекания всей компоновки, что при условии сохранения скорости полета приводит к необходимости компенсации новой величины сопротивления компоновки за счет изменения режима работы ТРДД. Для учета вышеуказанных особенностей сравнение компоновок необходимо выполнять с определением для каждого из них требуемого режима работы двигателя и угла атаки самолета, обеспечивающих компенсацию сопротивления и веса самолета согласно (1), в соответствии с подробной методикой, представленной в [8]:

$$\begin{cases} R_X = 0; \\ R_Y = G_{PLANE}, \end{cases} \quad (1)$$

где R_X, R_Y – эффективная тяга и подъемная сила компоновки с учетом импульсов ТРДД соответственно; G_{PLANE} – вес самолета.

2 Верификация расчетной методики

В обеспечение оценки характера и возможности использования расчетной методики моделирования

внешнего обтекания компоновки самолета в исследованиях положения ТРДД большой степени двухконтурности относительно крыла выполнена верификация данной методики путем сравнения расчетных значений и экспериментальных замеров статического давления, установленных на поверхности нижнего обтекателя пилона и воздухозаборника (ВЗ) (рис. 1), полного давления и полной температуры на входе в канал наружного контура ТРДД (рис. 2), полученных при проведении летного эксперимента в условиях крейсерского полета.

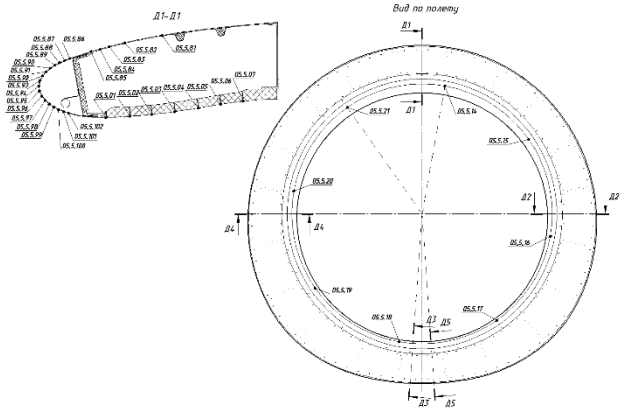
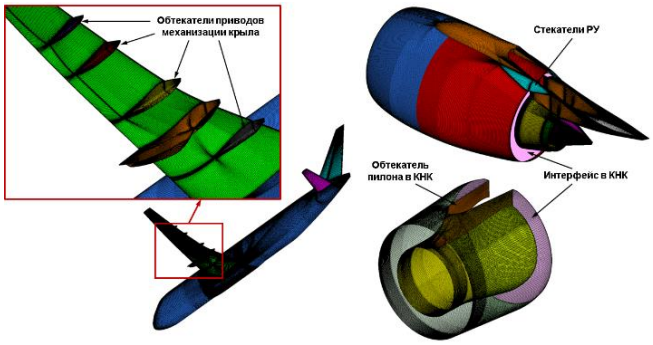


Рис. 1. Фрагмент схемы препарирования ВЗ



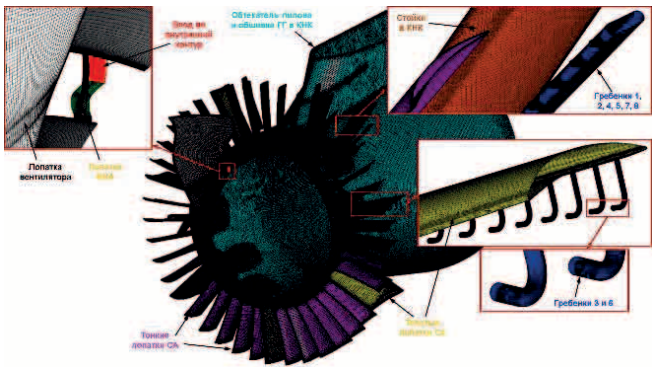


Рис. 2. Фрагменты сеточных моделей компоновки

По результатам численных расчетов рассматриваемой компоновки самолета, выполненных путем решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS), в стационарной постановке в указанных условиях с использованием различных сеточных моделей (рис. 2), разных моделей турбулентности, с прямым моделированием ступени вентилятора и без, получено, что используемая расчетная методика позволяет качественно описать течение вблизи компоновки, а абсолютные отклонения между расчетными и экспериментальными данными связаны с особенностями проведения эксперимента и данной методики (рис. 3), и ее допускается использовать при оптимизации положения ТРДД относительно крыла.

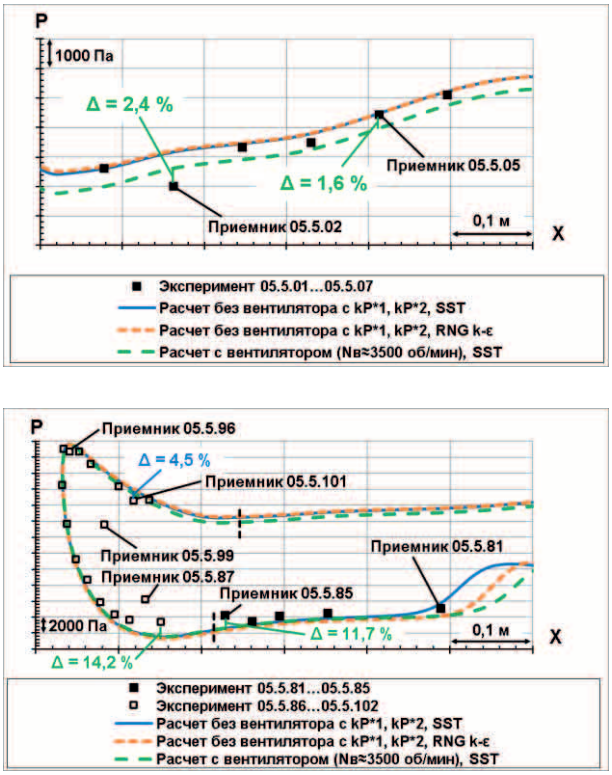


Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных значений статического давления на поверхности ВЗ в сечении Д1-Д1 (рис. 1)

3 Оптимизация положения ТРДД относительно крыла

Для определения оптимального положения ТРДД разработана параметрическая модель самолета, включающая половину фюзеляжа, хвостового оперения, крыла с обтекателями механизации, а также одну ТРДД большой степени двухконтурности с мотогондолой и обтекателем пилона, в которой в зависимости от пространственного положения ТРДД относительно крыла, характеризующейся относительным выносом λ и относительным клиренсом η, перестраивается геометрия внешней поверхности пилона с сохранением ее топологии и геометрических параметров ($L_{\text{ВЗ}}, \varphi, \gamma, \theta$) (рис. 4). С учетом результатов [6, 7] разработано 19 вариантов компоновок (рис. 5), для каждого из которых построена сеточная модель на основе блочной структуры (рис. 2), выбранная по результатам верификационных исследований.

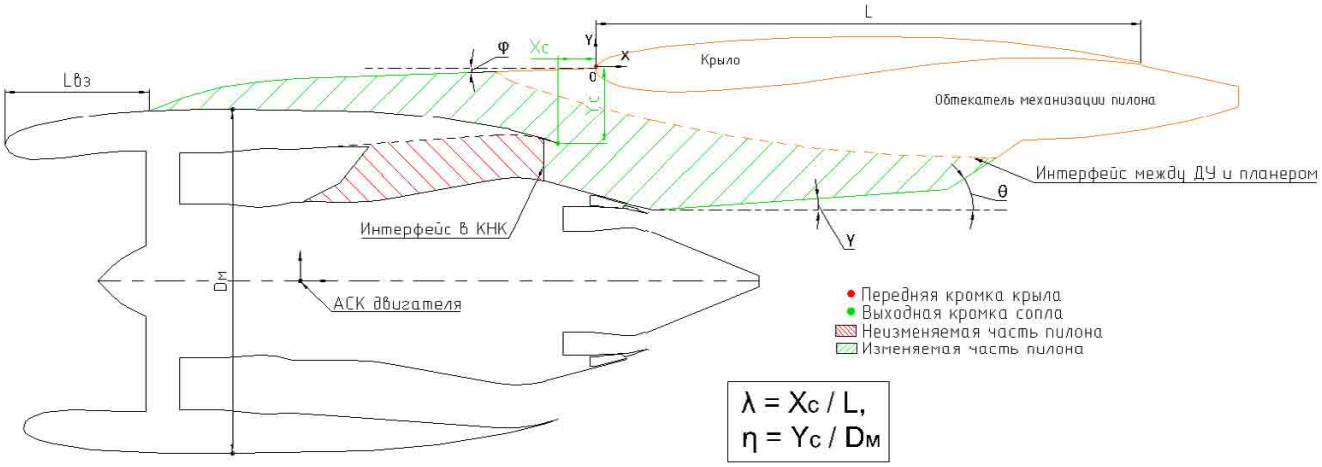


Рис. 4. Схема изменения положения ТРДД относительно крыла самолета

В обеспечение выполнения условий (1) для каждого рассматриваемого варианта геометрической модели самолета на основе численного 3D-моделирования с использованием верифицированной расчетной методики определялись АХ компоновки на трех различных режимах работы двигателя при трех разных углах атаки (для одного варианта компоновки выполнялось 9 расчетов). На основе полученных данных определялся угол атаки самолета, обеспечивающий величину подъемной силы самолета равной его весу, а также величина идеальной тяги ТРДД, компенсирующая при данных условиях сопротивление всей компоновки. С использованием полученной идеальной тяги и математической модели двигателя вычислялось значение расхода топлива (G_T), которое требуется использовать ТРДД для выполнения условий (1) в рассматриваемой компоновке самолета.

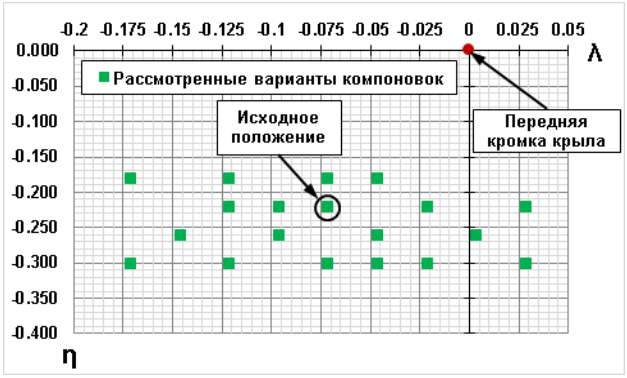


Рис. 5. Перечень рассмотренных вариантов компоновок

По результатам выполненных аэродинамических расчетов построены функции поведения АХ компоновки и двигателя (K, G_T) в рассматриваемой области варьирования положения ТРДД относительно крыла. В качестве примера на рис. 6 приведена функция $G_T = (\lambda, \eta)$. С использованием полученных зависимостей и многокритериального генетического алгоритма (Multi-Objective Genetic Algorithm) определено положение ТРДД относительно крыла $\lambda = -0{,}043, \eta = -0{,}183$ с минимальной величиной расхода топлива двигателя, обеспечивающее выполнение условий (1). В сравнении с исходной компоновкой у оптимального варианта величина расхода топлива ТРДД уменьшена на 0,3 %, а аэродинамическое качество самолета увеличено на 1,1 %.

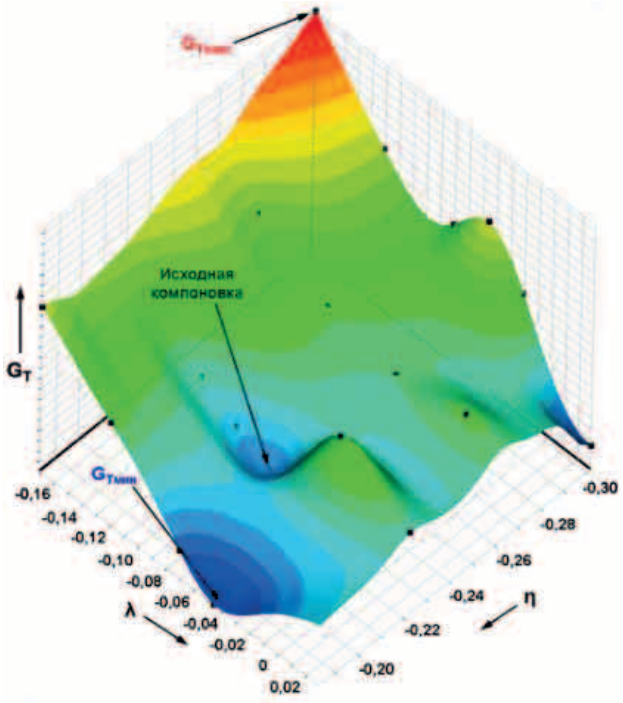


Рис. 6. Изображение функции $G_T = f(\lambda, \eta)$

4 Заключение

По результатам описанной работы выполнена верификация численной методики моделирования обтекания компоновки самолета с ТРДД большой степени двухконтурности в условиях крейсерского полета, с помощью которой на основе аэродинамических расчетов компоновок с разным размещением ТРДД относительно крыла определено влияние его положения на характеристики компоновки

и двигателя, режим работы которого выбран в обеспечение компенсации сопротивления и веса всей компоновки. С использованием полученных зависимостей АХ определено оптимальное положение ТРДД относительно крыла, обладающее в сравнении с исходным вариантом на 0,3 % меньшей величиной расхода топлива двигателя и на 1,1 % большей величиной аэродинамического качества самолета.

Описанные результаты показывают возможность улучшения АХ самолета за счет определения оптимального положения ТРДД на основе зависимостей, полученных численным моделированием.

Список использованных источников

[1] Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов: монография / ред. Бюшгенс Г.С.; Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского. - М. : Издательский отдел ЦАГИ ; Пекин : Авиа-издательство КНР, 1995. - 772 с.

[2] Сидельковский Д.Б., Петров В.К. Вопросы аэродинамической интерференции планера и силовой установки дозвукового самолета // ТВФ Т. LXXV, № 1, 2001.

[3] Rossow C.C., Godard J.L., Hoheisel H., Schmitt V. Investigations of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration. AIAA-92-3097.

[4] Зленко Н.А., Курсаков И.А. Оптимизация геометрии узла подвески мотогондолы к крылу самолета на основании численных расчетов // ТВФ Т. LXXXV, № 2, 2011.

[5] Зленко Н.А., Курсаков И.А. Оптимизация параметров узла подвески мотогондолы под крылом пассажирского самолета на основании численных расчетов с использованием уравнений RANS // Ученые Записки ЦАГИ. Т. XLVI, № 5, 2015.

[6] Падучев А.П., Архангельский Е.В., Бекурин Д.Б., Гомзиков Л.Ю. Исследование влияния положения ТРДД относительно крыла БСМС на аэродинамические характеристики компоновки планер-крыло-двигатель. XXIV Научно-технической конференция по аэродинамике. ФГУП «ЦАГИ», 2013.

[7] Goulos I., Otter J., Tejero F., Rebassa J.H., MacManus D., Sheaf C. Civil turbofan propulsion aerodynamics: Thrust-drag accounting and impact of engine installation position // Aerospace Science and Technology 111, 2021.

[8] Бекурин Д.Б., Архангельский Е.В. Сопоставление различных методов сравнения аэродинамических характеристик компоновок самолета, отличающихся внешними обводами силовой установки. Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века». ФГУП «ЦИАМ», 2015. С. 136-137.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МЕТОДОВ РАЗЛИЧНОЙ ТОЧНОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА В КОМПОНОВКЕ С ПЛАНЕРОМ ЛА

А.В. Лысенков[1], В.В. Ореховский[1], В.С. Некипелов[1,2]
[1] ФАУ «ЦАГИ», Жуковский
[2] ФГАОУ ВО «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», Москва

Использование современных методов вычислительной математики позволяет сократить время разработки летательных аппаратов. Но современные точные численные методы остаются достаточно трудоемкими для проведения оптимизации с необходимым количеством варьируемых параметров. Поэтому в данной работе для решения задачи проектирования воздушного винта используются методы различной точности.

THE USE OF DIFFERENT ACCURACY COMPUTATIONAL METHODS IN A PROPELLER ENGINEERING IN A LAYOUT WITH AN AIRCRAFT AIRFRAME

A.V. Lysenkov[1], V.V. Orekhovsky[1], V.S. Nekipelov[1,2]
[1] Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia
[2] Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia

The use of modern computational mathematics methods makes it possible to reduce the development time of aircraft. However, modern precise numerical methods remain quite time-consuming to optimize with the required number of variable parameters. Therefore, in this paper, methods of varying accuracy are used to solve the problem of an air propeller development.

1 Введение

Использование цифровых технологий позволяет рассмотреть большое количество вариантов и обоснованно выбрать наилучшие технические решения, которые в последствии испытываются экспериментально. Можно выделить 5 уровней методов расчета характеристик летательного аппарата – от эмпирических оценок (L0) до вихреразрешающих методов (L4). Для решения задачи проектирования воздушного винта используются методы от L0 до L3 (рис. 1). В работе методы уровня L3 используются из пакета прикладных программ EWT-ЦАГИ [1-3], прошедших процедуры верификации и валидации.

Цель данной работы – разработка методологии, которая позволит сократить время проектирования и учесть наиболее важные требования к воздушным винтам.

Рис. 1. Этапы проектирования воздушного винта

2 Описание методологии

Рассматривается постановка задачи, в которой заданы: геометрия аппарата (рис. 2), режимы полета (V_∞, H_∞), максимальная мощность двигателя ($N_д$) на этих режимах, скорость вращения вала винта ($n_в$), радиус втулки двигателя (r_0), ограничения на диаметр воздушного винта ($D_{в\,max}$), тип управления шагом винта. В результате необходимо сформировать геометрию винта и получить его аэродинамические характеристики с учетом влияния планера. Для других задач методология проектирования создается по аналогии.

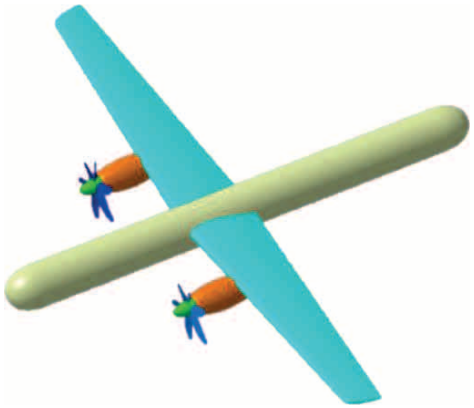


Рис. 2. Схема компоновки летательного аппарата

При проектировании воздушного винта для оценки реализуемости решения при заданных параметрах используются методы L0 – эмпирические

оценки (рис. 1). С помощью этих оценок получается достижимый уровень КПД воздушного винта. В случае, если этот уровень не удовлетворяет, то необходимо скорректировать заданные параметры или ограничения. На следующем этапе с использованием быстрых методов проводится многодисциплинарная многорежимная оптимизация, в результате которой формируется базовая геометрия лопасти. При этом используются методы L1: для расчета аэродинамических характеристик – вихревая теория, для расчета прочностных характеристик – балочная аналогия, для расчета шума – акустическая аналогия. Использование быстрых методов позволяет варьировать большое количество параметров (около 20).

После формирования базовой геометрии лопасти проводится многорежимная оптимизация профилей (4-6 сечений). Решается задача максимизации целевой функции (1).

$$F_{\text{ц}} = \sum_{i=1}^{n} w_i K_i, \quad (1)$$

где w_i – весовые коэффициенты, $_i$ – аэродинамическое качество профиля на i – ом режиме, n – количество режимов при оптимизации.

На каждом режиме ограничивается значение подъемной силы (2).

$$C_{y\,\text{ц}\,i} < \mathrm{C}_{y\,i} < C_{y\,\text{ц}\,i} * 1{,}05, \quad (2)$$

где $C_{y\,\text{ц}\,i}$ – целевое значение коэффициента подъемной силы на i – ом режиме.

Для формирования геометрии каждого профиля используется параметрическая модель из 18-ти параметров. На этом этапе также используются методы различной точности. Для формирования предварительных форм профилей используется самообучающаяся глубокая нейронная сеть совместно с генетическим алгоритмом оптимизации. После этого геометрия уточняется с использованием методов, основанных на решении уравнений Рейнольдса, и градиентного метода оптимизации.

Трехмерная постановка (рис. 1) требует наибольших вычислительных затрат. Поэтому в этой постановке необходимо минимизировать количество варьируемых параметров. Для изолированной лопасти оптимизируются только углы установки профилей (4-6 сечений). Но оптимизация также проходит на нескольких режимах [4].

Последним шагом является исследование характеристик воздушного винта в компоновке. Оптимизируется только один параметр – угол установки лопасти винта на каждом режиме. Ограничением является заданная на каждом режиме мощность ($N_{\text{д}}$). В случае винта изменяемого шага целесообразно для каждого режима проводить отдельную оптимизацию. На этом этапе необходимо комплексно оценить характеристики воздушного винта и самолета в целом.

3 Результаты

Интерференция воздушного винта с мотогондолой и планером самолета существенно изменяет их характеристики. Нагрузка на лопастях зависит от их азимутального положения (**рис. 3**) и может отличаться от нагрузки изолированного винта до 1.5 раз. Из-за этого появляется дополнительный момент вокруг вертикальной оси.

Изменение геометрии воздушного винта влияет на его тягу, на аэродинамическое качество самолета, на коэффициент восстановления полного давления на входе в двигатель. При сравнении различных вариантов воздушных винтов необходимо использовать интегральный критерий, который учитывал бы все эти факторы. Предлагается на основе известной формулы Бреге оценивать изменение дальности полета (3):

$$\overline{\Delta L} = -\frac{1+\overline{\Delta K}}{\overline{C_e}}, \quad (3)$$

$\overline{C_e} = \overline{\Delta C_{ev}} + \overline{C_{eN}}$, $\overline{\Delta C_{ev}} = (1 - K_R)\Delta\bar{v}$, $\overline{C_{eN}} = 1{,}384 - 0{,}994\bar{N} + 0{,}887\bar{N}^2 - 0{,}26\bar{N}^3$

где $\overline{\Delta K}$ – относительное изменение аэродинамического качества, $\overline{C_e}$ – относительное изменение расхода топлива, связанное с изменением коэффициента восстановления полного давления на входе в двигатель ($\overline{\Delta C_{ev}}$) и с изменением мощности двигателя ($\overline{C_{eN}}$). Эти величины оцениваются из эмпирических зависимостей.

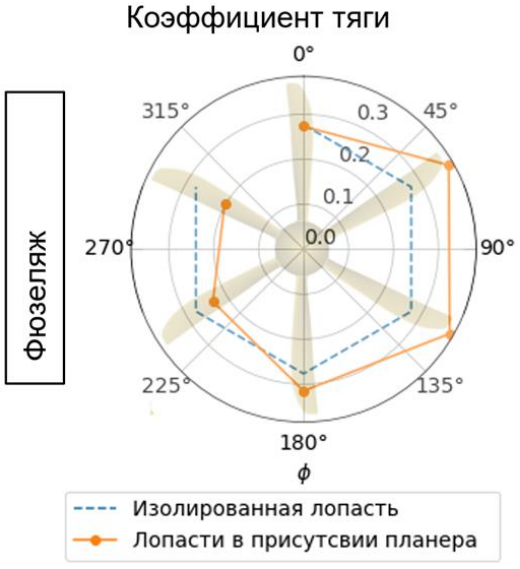


Рис. 3. Сравнение коэффициента тяги на каждой лопасти для изолированного винта и винта в компоновке

4 Заключение

Разработана методология многодисциплинарного многорежимного проектирования воздушного винта. Применение многодисциплинарных методик позволяет уменьшить риски ошибок при проектировании. Применение современных методов расчета и многорежимной оптимизации позволяет сократить время проектирования воздушного винта в 2 раза, а характеристики воздушного винта улучшить на 3-5% по сравнению с базовой геометрией, полученной быстрыми методами.

Список использованных источников

[1] Босняков С.М. Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития, Труды ЦАГИ, 2007, № 2671, С. 3–19.

[2] В.В. Власенко, Е.В. Кажан, А.В. Лысенков. Метод расчета аэродинамических характеристик воздушного винта и его применение в задачах оптимизации // Труды ЦАГИ, Выпуск 2760, 2017.

[3] Лысенков А.В. Программа расчета обтекания трехмерных вращающихся объектов потоком вязкого газа на многоблочных структурированных расчетных сеток, Свидетельство о государственной регистрации №2016619700, 26.08.2016.

[4] A.V. Lysenkov, The propeller optimization with the use of CFD, AIP Conference Proceedings 2027, 030124 (2018); https://doi.org/10.1063/1.5065218

ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ ОБЛИКА ВИНТА НА ОСНОВЕ МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

А.В. Власов, А.Н. Варюхин, М.А. Овдиенко
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе предложена методика формирования облика воздушного винта, основанная на решение многокритериальной многопараметрической оптимизации. Для решения прямой задачи используется струйная теория гребного винта, которая в свою очередь требует набор данных по аэродинамическим профилям для сечений лопасти при разных числах Маха, Рейнольдса, углах атаки. Эта база данных была сформулирована для разных типов профилей с помощью решения методами CFD в двумерной постановке. Проведено сравнение результатов расчётов винтов по данной методике с экспериментальными данными и результатами CFD расчётов в полной трёхмерной постановке.

PROPELLER DESIGN APPROACH BASED ON MULTIPARAMETRIC OPTIMIZATION

A.V. Vlasov, A.N. Varyukhin, M.A. Ovdienko
CIAM, Moscow, Russia

The paper considers a method of design of a propeller based on the solution of a multi-criteria multiparametric optimization. To solve the direct problem, the jet theory of a propeller is used. This theory requires database of airfoil characteristics at different Mach, Reynolds numbers, and angles of attack. This database was formulated for different types of airfoils using CFD solutions in a two-dimensional formulation. The results of propeller calculations using this technique are compared with experimental data and CFD calculations in a full three-dimensional formulation.

1 Введение

В связи с активным развитием беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), в том числе мутльтикоптерного типа, появилась потребность в новых методиках, позволяющих формировать для них облики воздушных винтов. Существующие методики заточены либо под достаточно крупные самолётные винты [1, 2], которые имеют высокую скорость набегающего потока, перпендикулярного плоскости винта, либо под вертолётные винты [3], обладающие автоматом перекоса, и не подходят для формирования винта БПЛА.

Одним из возможных способов формирования облика винта может быть решение обратной задачи с помощью методов многопараметрической многокритериальной оптимизации, предполагающей итерационный процессе решения прямой задачи, определения аэродинамических характеристик. Такая методика позволяет формировать винты, оптимизированные под любые условия работы, без ограничений по их размеру.

Для получения характеристик винта летательного аппарата чаще всего используются либо достаточно ограниченные экспериментальные данные, предоставляемые производителем винта, либо достаточно ресурсоёмкие трёхмерные CFD расчёты. При этом для оптимизации винта необходимы более быстрые и менее ресурсоёмкие методы расчёта. Решением этой проблемы может быть применение струйной теории гребного винта [4, 5], суть которой сводится к независимому расчёту сечений лопасти винта, представляющих из себя аэродинамические профили (рис.1).

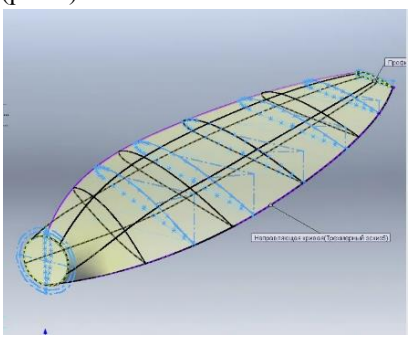


Рис. 1. Лопасть воздушного винта

2 Формирование базы данных характеристик аэродинамических профилей

Для расчёта по струйной теории гребного винта, необходимы аэродинамические характеристики сечений лопасти, представляющих из себя авиационные профили. При решении оптимизационной задачи крайне важна скорость

расчёта винта, поэтому, для методики расчёта винта сформирована база данных характеристик авиационных профилей при различных числах Маха, Рейнольдса, угла атаки. Проведение расчётов большого количества профилей из базы данных при помощи CFD требует огромного вычислительного ресурса, в то время как более быстрые расчёты в xFoil не везде дают приемлемую точность результатов. Для определения границ применимости xFoil проведены расчётные исследования, показавшие, что xFoil даёт приемлемый результат при числе Маха менее 0,5 или при числах Рейнольдса менее 10^5. За пределами данного диапазона для расчёта аэродинамических характеристик профилей использован открытый CFD программный комплекс SU2 (рис. 2).

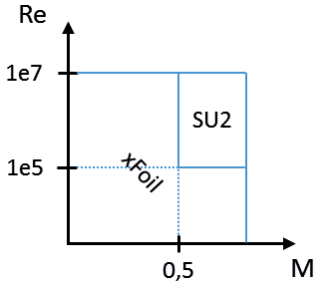


Рис. 2. Схема расчётов

3 Сравнение результатов расчётов различных винтов

С помощью струйной теории гребного винта проведены расчёты воздушного винта NACA 5868-9 с профилем Clark-Y. На рис. 3-4 представлены зависимости коэффициента тяги (α) и коэффициента мощности (β) от относительной поступи винта (λ) для шага винта 20º, 30º и 40º.

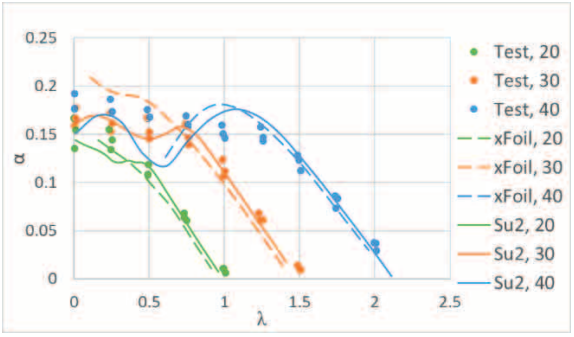


Рис. 3. Коэффициент тяги винта NACA 5868-9

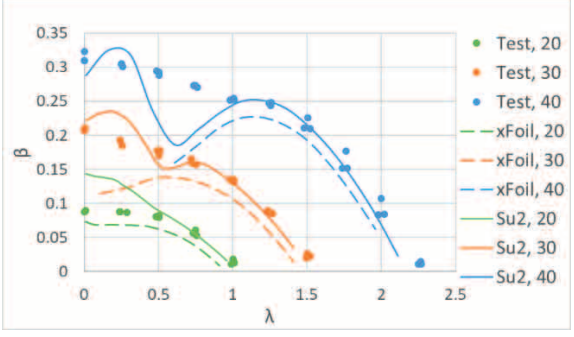


Рис. 4. Коэффициент мощности винта NACA 5868-9

Проведены стендовые испытания и расчёты винта диаметром 1,6 м [7] при нулевой скорости набегающего потока для разных частот вращения, включая CFD расчёты и расчёты по описанной в п. 2 математической модели. Результаты испытаний и расчётов, представленные на рис. 5-6, показывают хорошую работу использованной модели.

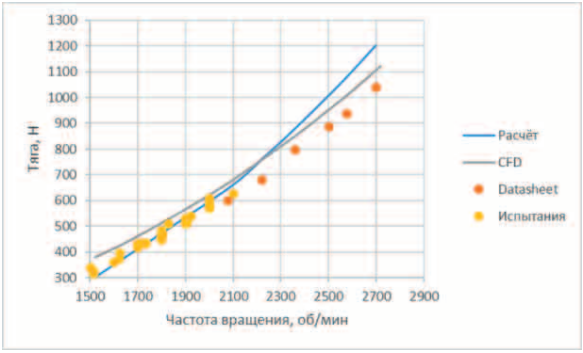


Рис. 5. Тяга воздушного винта диаметром 1,6 м

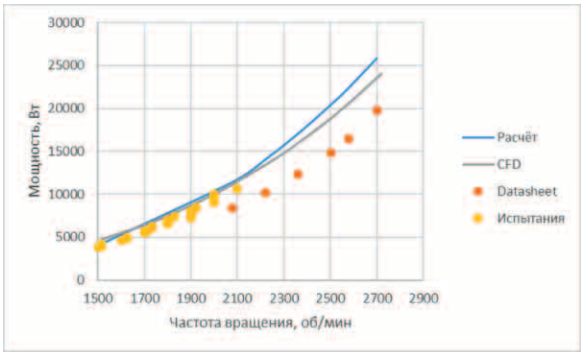


Рис. 6. Мощность на валу воздушного винта диаметром 1,6 м

Сравнение экспериментальных данных [6] и расчётов, проведённых в xFoil и в программном комплексе SU2 показывает, что при расчёте винта по струйной теории с помощью xFoil происходит занижение потребной мощности из-за некорректного расчёта коэффициента сопротивления авиационного профиля. В целом же струйная теория хорошо себя показывает для больших λ, но при малых λ результаты плохо сходятся с экспериментом.

4 Принципиальная схема оптимизации воздушного винта летательного аппарата

Для оптимизации винта использован эволюционный алгоритм, как показан в работе [8]. Структурная схема оптимизации винта представлена на рис.7. Программа-оптимизатор на вход расчётной программы определения характеристик винта подаёт геометрические параметры, такие как ширина лопасти, толщина профиля, крутка лопасти, профиль сечения в разных сечениях, частота вращения винта, диаметр винта. Расчётная же программа возвращает характеристики винта, которые выступают в качестве критериев оптимизации (например, мощность и тяга винта).

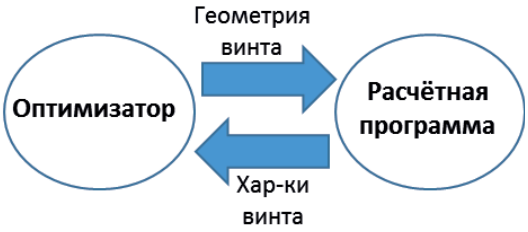


Рис. 7. Структурная схема оптимизации винта

Целью оптимизации в рассматриваемом случае является снижение потребляемой мощности при заданной тяге винта на определённой скорости. Однако, для других задач может быть задана иная целевая функция.

5 Заключение

Рассмотрена методика расчёта воздушного винта, основанная на струйной теории гребного винта. Проведена валидация данной методики, которая показала хорошую сходимость методики с экспериментальными данными и результатами CFD расчётов в полной постановке.

Список использованных источников

[1] А.Д. Обуховский. Аэродинамика воздушного винта. 2-е издание, Новосибирск, 2016, с 62-70

[2] И.Д. Вершинин, Н.А. Зленко, А.Н. Кишалов. Способ построения имитационной математической модели аэродинамических характеристик воздушного винта, Ученые записки ЦАГИ, том XXXIX, 2008, с 81-86

[3] Б.Л. Артамонов, В.И. Шайдаков, Приближенный метод расчёта аэродинамических характеристик шарнирного несущего винта в косом потоке. Издательство МАИ, Москва, 1977, с 23-31.

[4] В.П. Ветчинкин, Н.Н. Поляхов, Теория и расчёт воздушного гребного винта - Физика. Механика, Москва, 2022.

[5] В.Л. Александров, Воздушные винты, Государственное издательство оборонной промышленности, 1951.

[6] А.С. Кравец, Характеристики воздушных винтов, Государственное издательство оборонной промышленности, 1941.

[7] https://www.freerchobby.cc/collections/propeller/products/63-inch-2-blade-carbon-fiber-propeller-for-mega-uav-drone-airplane-paramotor-paraglider

[8] Шаповалов В.А. и др. Использование эволюционных алгоритмов оптимизации при разработке электрического двигателя //Электротехнические комплексы и системы. – 2022. – С. 726-734.

МНОГОДИСЦИПЛИНАРНЫЙ ПОДХОД ПРИ ВЫБОРЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

Д.Б. Фокин, П.В. Нягин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

На основе многодисциплинарного подхода по формированию облика силовой установки перспективного сверхзвукового пассажирского самолёта решена задача рационального выбора её проектных параметров по основным критериям самолёта. Исследования проводились с помощью комплекса моделей для расчёта параметров двигателя и силовой установки, лётно-технических, взлётно-посадочных и экологических характеристик, а также блоков стохастического моделирования и оптимизации. Сформировано множество Парето-оптимальных решений в детерминированной постановке задачи и для выбранного из него альтернативного варианта проведена оценка ухудшения целевых показателей из-за возможного отклонения показателей совершенства двигателя и летательного аппарата от их принятых номинальных значений.

A MULTIDISCIPLINARY APPROACH TO THE SELECTION OF ADVANCED SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT PROPULSION SYSTEM'S DESIGN PARAMETERS

D.B. Fokin, P.V. Nyagin
CIAM, Moscow, Russia

Based on a multidisciplinary approach to the concept formation of the propulsion system of the advanced supersonic civil aircraft, the task of rationally selecting its design parameters according to the main criteria of the aircraft has been solved. The research was carried out using a set of models for calculating the parameters of the propulsion system, flight, take-off, landing and environmental characteristics, as well as a blocks of stochastic modeling and optimization. A set of Pareto-optimal solutions has been formed, for one variant from which an assessment of the possible deterioration of the criteria due to the possible deviation of the perfection parameters of the engine and aircraft from their set values has been carried out.

1 Введение

За последние десятилетия и в нашей стране, и за рубежом неоднократно поднимался вопрос создания сверхзвукового пассажирского самолёта (СПС) второго поколения. Среди известных проектов по данной тематике можно выделить проекты двухдвигательного СПС S-512 с крейсерским числом Маха 1,6 фирмы Spike Aerospace [1], трехдвигательного самолета AS2 фирмы Aerion [2], рассчитанного на крейсерский полет со скоростью 1,4М, трехдвигательного сверхзвукового транспортного самолета «Overture» компании Boom [3], предназначенного для выполнения полетов со скоростью 1,7М, проект NASA демонстратора низкого звукового удара X-59 QueSST [4] и многие другие.

За прошедшие годы в нашей стране также был накоплен значительный научно-технический задел, прежде всего для лёгких и средних сверхзвуковых деловых самолётов, рассчитанных на ≈10 и ≈30 пассажиров. Такие пассажировместимости можно признать компромиссными с целью уменьшения затрат на разработку и финансовый риск, а также необходимостью получить транспортное средство, которое будет иметь высокие шансы стать востребованным на мировом рынке.

На начальном (концептуальном) этапе проектирования летательного аппарата (ЛА) выбор основных его параметров и параметров силовой установки (СУ) необходимо осуществлять с целью обеспечения наилучшего сочетания критериев эффективности ЛА. Спектр критериев эффективности сверхзвукового пассажирского самолёта включает в себя противоречивые целевые показатели из различных дисциплин: высокие значения сверхзвуковой дальности полета, приемлемые величины длины взлетно-посадочной полосы (ВПП) при возможном отказе одного из двигателей, низкие уровни звукового удара и шума на местности, возможность длительной работы двигателя на максимальных режимах работы при крейсерском сверхзвуковом полете, низкий уровень эмиссии вредных веществ, приемлемые финансовые затраты на разработку, производство, обслуживание и многие другие.

С учетом данных положений проблема выбора облика и параметров СУ заключается в рациональном

выборе параметров «завязки» самолета (тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло), схемы двигателя, входного и выходного устройств, степени двухконтурности двигателя, количества и расположения двигателей на ЛА и др. Решение такой задачи должно осуществляться с помощью современных программных комплексов, состоящих из инженерных математических моделей (ММ) для оценки разнородных показателей ЛА и его СУ.

2 Постановка задачи исследования

В настоящей работе постановка задачи комплексного исследования по выбору оптимального облика и параметров СУ перспективного СПС с фиксированной геометрией планера заключалась в нахождении Парето-оптимальных вариантов по критериям лётно-технических, взлётно-посадочных и экологических характеристик СПС с учётом возможности размещения двигателей в хвостовой части планера.

В качестве оптимизируемых параметров были выбраны количество двигателей на ЛА, размерность двигателя (стендовая тяга) и проектные параметры его термодинамического цикла. Также, помимо параметров «завязки» двигателя варьировалось и его управление (степень дросселирования) в процессе взлёта.

3 Результаты решения оптимизационной задачи

Решение поставленной задачи производилось с использованием комплекса ММ, предназначенных для формирования облика двигателя и предварительного выбора его проектных параметров на этапе концептуального проектирования, который состоит из ММ двигателя, СУ, самолета, ЛТХ, ВПХ, экологических характеристик и модуля оптимизации.

В результате решения оптимизационной задачи было получено множество Парето-оптимальных вариантов СУ для рассматриваемого СПС, которое показало, что двухдвигательная компоновка выглядит наименее рациональной. С учётом возможности размещения СУ в хвостовой части планера наибольшие запасы по шуму на местности среди Парето-оптимальных вариантов сможет обеспечить трёхдвигательная компоновка, в то время как четырёхдвигательная СУ позволяет получить максимальную дальность полёта.

4 Оценка риска ухудшения критериев

Высокая степень неопределенности в назначении показателей совершенства элементов разрабатываемого самолета и его СУ не дает возможности с уверенностью прогнозировать выходные интегральные характеристики СПС, поэтому при выборе облика и проектных параметров СУ необходимо проводить оценку вероятности неполучения расчётных значений критериев эффективности ЛА. С этой целью в данной работе была применена методика оценки технического риска в статистической постановке методом Монте-Карло. В качестве случайных факторов, риск отклонения которых от номинальных (заданных) значений наиболее велик, были приняты весовые и аэродинамические показатели совершенства планера, экономичность двигателя и др.

Отдельным вопросом при оценке риска неполучения критериев является обоснованное назначение диапазонов возможного отклонения случайных параметров от их номинальных значений и законов их распределения, которые должны выбираться группой экспертов из соответствующих областей.

На примере полученного в результате оптимизации альтернативного варианта СУ СПС была проведена количественная оценка ухудшения характеристик ЛА, которая показала, что при 80% значении вероятности их получения ухудшение целевых показателей может составить до ≈10% от номинальных значений.

5 Заключение

В результате проведенных исследований по формированию рационального облика и выбору проектных параметров СУ перспективного СПС было сформировано множество Парето-оптимальных вариантов СУ по лётно-техническим и экологическим показателям ЛА с учётом ограничений по потребной длине ВПП и возможностью размещения СУ на фиксированном планере. Для альтернативного варианта из этого множества проведена количественная оценка риска ухудшения расчётных значений критериев вследствие возможного отклонения от принятых значений показателей совершенства элементов разрабатываемого СПС.

Список использованных источников

[1] About Spike Aerospace [Электронный ресурс] URL: https://www.spikeaerospace.com/about-spike-aerospace (дата обращения: 17.04.2025).
[2] Flight International. 2019. March 5 – 11. P. 34 – 36.
[3] Overture. Supersonic airliner. [Электронный ресурс] URL: https://boomsupersonic.com/overture (дата обращения: 17.04.2025).
[4] Raymond Castner, Stephanie Simerly, Michael Rankin. Supersonic Inlet Test for a Quiet Supersonic Transport Technology Demonstrator in the NASA Glenn 8- by 6-Foot Supersonic Wind Tunnel. NASA/TM—2018-219956.

ФОРМИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЛИКОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Д.В. Комратов, В.Г. Зуйкова, Д.И. Кусюкбаева, А.Д. Алендарь
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Применительно к планеру перспективного сверхзвукового пассажирского самолета выполнено формирование трех вариантов технических обликов маршевых силовых установок, отличающихся количеством двигателей. С учетом летно-технических и экологических требований определены проектные параметры двигателей, а также проведено предварительное проектирование воздухозаборников и реактивных сопел. Для вариантов силовых установок выполнены расчетные оценки влияния их интеграции с планером на аэродинамические характеристики самолета

DEVELOPMENT OF PROPULSION SYSTEMS CONFIGURATIONS FOR ADVANCED SUPERSONIC TRANSPORT AIRCRAFT

D.V. Komratov, V.G. Zuikova, D.I. Kusukbaeva, A.D. Alendar
CIAM, Moscow, Russia

In relation to the airframe of a prospective supersonic passenger aircraft, three configurations of propulsion systems, differing in the number of engines, have been developed. Taking into account flight and environmental requirements, the design parameters of the engines have been determined, and preliminary design of air intakes and jet nozzles has been carried out. For the variants of propulsion systems, estimates of the impact of their integration with the airframe on the aerodynamic characteristics of the aircraft have been made.

1 Введение и постановка задачи работы

В настоящее время можно отметить повышенный интерес к сверхзвуковым пассажирским перевозкам, о чем говорится в официальных заявлениях крупных зарубежных авиакомпаний [1–3]. Для России, при ее протяженной территории, создание сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) также является актуальной задачей, соответствующей национальным приоритетам [4]. В условиях роста заинтересованности в СПС нового поколения наблюдается увеличение количества научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, направленных как на фундаментальные исследования термодинамических, аэрогазодинамических, акустических, механических и прочих процессов, происходящих в атмосфере, на земле и в элементах конструкции СПС [5–7], так и на прикладных разработок, направленных на создание демонстраторов технологий, таких как «XB-1» [8], «X-59» [9], «Стриж» [10] и др. В рамках этих исследований ключевое внимание уделяется проблеме снижения вредного воздействия СПС на окружающую среду (звуковой удар, шум на местности, эмиссия вредных веществ) при условии обеспечения высоких летно-технических характеристик.

Силовая установка (СУ) оказывает непосредственное влияние на весь комплекс характеристик СПС, что делает задачу определения ее рационального технического облика крайне важной в контексте обеспечения коммерческого успеха СПС. При этом противоречивость и неопределенность требований к СПС привела к большому разнообразию рассматриваемых компоновок, отличающихся числом Маха крейсерского полета, количеством и расположением двигателей и др. [11].

Целью данной работы является формирование вариантов технических обликов маршевых СУ СПС, а также исследование влияния количества двигателей (2, 3, 4) на параметры воздухозаборников (ВЗ), реактивных сопел (РС) и аэродинамические характеристики (АДХ) СПС в целом. В качестве схемы двигателя рассматривается ТРДД со смешением потоков. Облики СУ формируются применительно к СПС с числом Маха крейсерского полета 1,8, взлетной массой 72 т., потребной длинной взлетно-посадочной полосы до 3200 м, основанному на компоновке крыло-фюзеляж «R2», разработанной в рамках программы исследований НЦМУ «Сверхзвук» [12] (рис. 1).

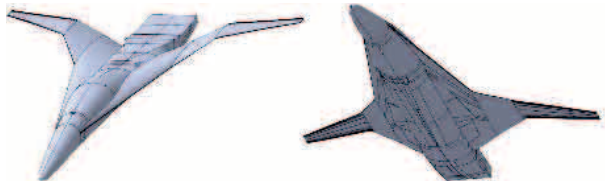


Рис. 1. Базовая компоновка крыло-фюзеляж «R2»

В качестве ключевых требований при формировании технических обликов СУ приняты:

1) целевой уровень по шуму СПС на местности соответствует Главе 14 стандарта ИКАО;

2) СУ должна обеспечивать минимальное влияние на эпюру звукового удара, формируемую планером;

3) геометрические параметры поверхностей крыла и фюзеляжа остаются зафиксированными в процессе интеграции с СУ.

2 Формирование технических обликов СУ

На первом этапе работы по результатам параметрического исследования и анализа ранее выполненных работ ЦИАМ по тематике СПС выбраны параметры термодинамического цикла ТРДД, определяемые, в основном, уровнем существующего НТЗ [13]. Так, на крейсерском режиме суммарная степень повышения полного давления принята на уровне 20, температура газа перед турбиной – 1775 К. На основе предварительных оценок эффективных характеристик СУ СПС [14] с учетом возможности дополнительного снижения скорости реактивной струи на взлетных режимах при дросселировании двигателя принята схема РС с регулируемым критическим сечением.

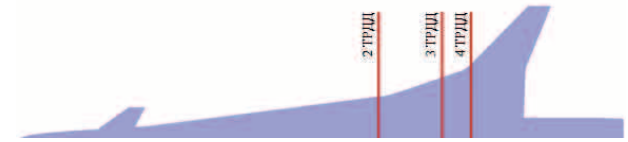
На следующем этапе по итогам анализа результатов оптимизационного исследования летно-технических и акустических характеристик СПС, выполненного с использованием предварительных АДХ базовой компоновки «R2» [12] для каждого варианта СУ с учетом ограничения по максимальной ширине пакета двигателей 4,5 м выбраны проектные параметры ТРДД (табл. 1) и сформированы их технические облики.

Табл. 1. Параметры выбранных вариантов ТРДД

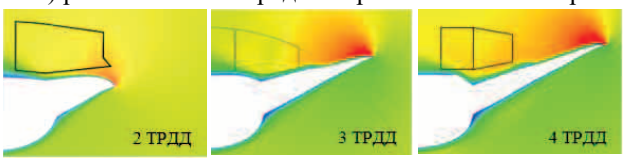
Состав СУ	2 ТРДД	3 ТРДД	4 ТРДД
$R_{\text{крейс}}$, кгс	7095	3321	2265
$m_{\text{крейс}}$	3	3	2,6
$\pi^*_{\text{к}\,\Sigma\,\text{крейс}}$	20	20	20
$T^*_{\text{г крейс}}$, К	1775	1775	1775
$R_{\text{ном взл}}$, кгс	12911	7911	6253
$U_{\text{Впр ном взл}}$, м/с	360	360	380
$V_{c\,\text{ном взл}}$, м/с	234	305	392
R_0, кгс	24039	11267	7500
$D_{\text{в}}$, м	2,025	1,388	1,091
Схема	2+7=1+3	2+7=1+3	2+7=1+2

Оценки уровня шума на местности в двух контрольных точках (сбоку от ВПП и пролетной) с учетом, что шум в контрольной точке при заходе на посадку является максимально допустимым, показали, что наибольшими перспективами удовлетворения норм Главы 14 стандарта ИКАО по шуму имеет СПС с двухдвигательной СУ (как вариант с максимальным достижимым дросселированием, что обусловлено требованием обеспечения градиента набора высоты с учетом одного отказавшего двигателя). Однако, наибольшей дальностью полета обладает вариант СПС с четырехдвигательной СУ (как вариант с минимальной массой СУ).

Для каждого варианта СУ выполнено предварительное проектирование ВЗ. Исходя из требования обеспечения минимального влияния на эпюру звукового удара, формируемую планером, для всех вариантов СУ рассматривается верхнее расположение ВЗ на планере. Место размещения каждого ВЗ (см. рис. 2) также выбиралось с учетом суммарной длины ВЗ, ТРДД и РС (при условии сохранения общей длины самолета), а также с учетом результатов численного моделирования обтекания исходной компоновки «R2» в крейсерских условиях полета (H = 15 км, M = 1,8, $\alpha_{\text{ат}}$ = 1,8), выполненного для выбора области с наиболее равномерным потоком.



а) расположение передней кромки ВЗ на планере



б) формы входных сечений ВЗ на полях числа Маха

Рис. 2. Установка ВЗ на планере для вариантов СУ

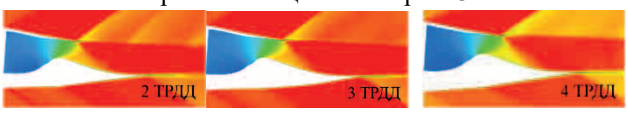
Каждый вариант ВЗ выполнен нерегулируемым, установлен на специально спрофилированный клин слива, имеет двухскачковую схему торможения потока и оснащен системой слива пограничного слоя. Углы наклона панелей клина и площади проходных сечений ВЗ выбраны с учетом согласования с двигателем по расходу воздуха на крейсерском и трансзвуковом режиме полета. Параметры вариантов ВЗ на крейсерском режиме, определенные по результатам численного моделирования обтекания компоновок СПС в полной постановке, представлены в табл. 2. Наихудшие характеристики имеет вариант ВЗ для двухдвигательной СУ ввиду значительной неоднородности потока на входе в ВЗ как по параметрам, так и по направлению. Представленные результаты являются предварительными и будут уточнены по результатам доработки ВЗ.

Табл. 2. Параметры ВЗ на крейсерском режиме

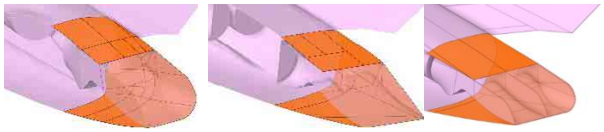
Состав СУ	2 ТРДД	3 ТРДД	4 ТРДД
$\sigma_{\text{вх}}$	0,83	0,84	0,89
$\varphi_{\text{вз}}$	0,981	0,94	0,98
$\sigma_{\text{о}}$, %	15,1	13	10

Также для каждого варианта СУ выполнено предварительное проектирование РС. Для простоты интеграции нескольких РС в едином пакете выбрана

схема плоского сопла с односторонним расширением потока. Профиль РС сформирован по результатам оптимизации его геометрических параметров по критерию коэффициента эффективной тяги сопла на крейсерском, трансзвуковом и взлетном режимах работы двигателя. Характеристики РС определены по результатам численного моделирования обтекания компоновок СПС в полной постановке (рис. 3а). Потери внутренней тяги сопла $\Delta\bar{R}_{\text{с}}$ (см. таблицу 3) определялись с учетом всех внутренних поверхностей сопла. Потери эффективной тяги сопла $\Delta\bar{R}_{\text{с эфф}}$ определялись с учетом внешних поверхностей, отмеченных оранжевым цветом на рис. 3б.



а) поля числа Маха на крейсерском режиме



б) поверхности, учтенные при расчете $\Delta\bar{R}_{\text{с эфф}}$

Рис. 3. Расчет характеристик РС вариантов СУ

Можно отметить, что все варианты РС имеют приемлемый уровень потерь внутренней тяги на крейсерском режиме полета. Существенный рост потерь эффективной тяги РС с увеличением количества двигателей в составе СУ в большой степени объясняется увеличением площади омываемой поверхности кормовой части СУ.

Табл. 3. Параметры РС на крейсерском режиме

Состав СУ	2 ТРДД	3 ТРДД	4 ТРДД
$\Delta\bar{R}_{\text{с}}$, %	1,34	1,24	1,54
$\Delta\bar{R}_{\text{с эфф}}$, %	3,64	5,82	10,63

Результаты интеграции вариантов СУ с базовой компоновкой «R2» представлены на рис. 4. Наибольшую сложность интеграции имеет двухдвигательный вариант СУ ввиду большой общей длины, что дополнительно усложняет выбор места расположения и формы входного сечения ВЗ.

а) общий вид

б) вид сверху

Рис. 4. Интеграция вариантов СУ с планером «R2»

По результатам расчета АДХ сформированных компоновок СПС получено, что наибольшим значением аэродинамического качества на крейсерском режиме полета (H = 15 км, M = 1,8, $\alpha_{\text{ат}}$ = 1,8) обладает трехдвигательная компоновка с $_{\text{крейс}}$ = 6,2, а наименьшим – двухдвигательная с $_{\text{крейс}}$ = 4 (табл. 4). Аналогичный результат получен и для трансзвукового (ТрЗ) режима (H = 10 км, M = 1,2, $\alpha_{\text{ат}}$ = 0). На взлетном режиме (H = 0 км, M = 0,25, $\alpha_{\text{ат}}$ = 0) наибольшее значение аэродинамического качества имеет четырехдвигательная компоновка.

Табл. 4. АДХ компоновок СПС

Состав СУ	2 ТРДД	3 ТРДД	4 ТРДД
$K_{крейс}$	4	6,2	5,75
$K_{ТрЗ}$	4,98	6,2	5,6
$K_{взл}$	6,8	8,5	9,6

3 Заключение и выводы

Применительно к фиксированной компоновке крыло-фюзеляж перспективного СПС, имеющего число Маха крейсерского полета 1,8 и взлетную массу 72 т., выполнено формирование вариантов технических обликов СУ с различным количеством двигателей (2, 3, 4). На основе предварительных оценок и анализа имеющегося научно-технического задела выбрана бесфорсажная схема ТРДД со смешением потоков внутреннего и наружного контуров с общим регулируемым РС. С целью минимизации уровня звукового удара, создаваемого СПС, для всех вариантов СУ принято верхнее расположение ВЗ. Для упрощения интеграции с планером для всех вариантов СУ принята схема плоского РС с односторонним расширением и расположением нескольких сопел в едином пакете в хвостовой части СПС. По результатам интеграции и расчетного исследования вариантов СУ, в рамках принятой постановки задачи можно отметить:

1. Наибольшие перспективы выполнения требований Главы 14 стандарта ИКАО по шуму СПС на местности показала двухдвигательная схема СПС. Это объясняется тем, что в рамках двухдвигательной компоновки имеется возможность применения значительно переразмеренных ТРДД с повышенной степенью двухконтурности ($m_{\text{крейс}} = 3$) и их глубокого дросселирования на взлетных режимах (до 65 % от максимальной тяги) при обеспечении приемлемых величин длины ВПП.

2. Для двухдвигательной СУ наибольшие сложности для интеграции вызывает суммарная длина ВЗ, ТРДД и РС, приводящая к существенному влиянию ВЗ на обтекание крыла. Для четырехдвигательной – суммарная ширина пакета ТРДД, накладывающая ограничения на проектные параметры двигателя.

3. Наименьшая неоднородность потока на входе в ВЗ получена для варианта трехдвигательной СУ, что позволило достичь значения коэффициента восстановления полного давления на крейсерском режиме в точке согласования с двигателем на уровне 0,82 – 0,86. При этом, для всех вариантов ВЗ характерны высокие уровни неравномерности полного давления на выходе, что требует дополнительной доводки на последующих этапах работы.

4. Разработанные облики сверхзвуковых плоских РС обеспечили для всех вариантов СУ приемлемые уровни потерь внутренней тяги на крейсерском режиме (1,34 – 1,54 %).

5. По результатам численного расчета АДХ вариантов СПС получено, что наименьшее значение аэродинамического качества на крейсерском режиме полета имеет двухдвигательная компоновка (4,03), а наибольшее – трехдвигательная (6,7).

6. По совокупности летно-технических и экологических характеристик вариантов СПС на базе компоновки крыло-фюзеляж «R2» предпочтительной для последующей проработки является трехдвигательная СУ с верхним расположением ВЗ в едином пакете, с ТРДД со смешением потоков, имеющим $R_0 = 1267$ кгс, $R_{\text{крейс}} = 3321$ кгс, $m_{\text{крейс}} = 3$, оснащенным регулируемым РС.

* При формировании обликов СУ использовались результаты работ сотрудников лаборатории «Газовая динамика и силовая установка» НЦМУ «Сверхзвук» Евстигнеева А.А., Фокина Д.Б., Нягина П.В., Тарасенко А.Н., Шорстова В.А. и Полякова А.Р.

** Работа проведена на основе результатов выполнения Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 24 июня 2021 г. №075-15-2021-605).

Список использованных источников

[1] American Airlines Announces Agreement to Purchase Boom Supersonic Overture Aircraft, Places Deposit on 20 Overtures [Электронный ресурс] // Веб-сайт компании Boom Supersonic. URL: https://boomsupersonic.com/press-release/american-airlines-announces-agreement-to-purchase-boom-supersonic-overture-aircraft-places-deposit-on-20-overtures (дата обращения: 28.11.2024).

[2] Japan Airlines and Boom Announce Strategic Partnership for Supersonic Air Travel [Электронный ресурс] // Веб-сайт компании Boom Supersonic. URL: https://boomsupersonic.com/press-release/our-partnership-with-japan-airlines (дата обращения: 28.11.2024).

[3] United Adding Supersonic Speeds with New Agreement to Buy Aircraft from Boom Supersonic [Электронный ресурс] // Веб-сайт компании Boom Supersonic. URL: https://boomsupersonic.com/press-release/united-adding-supersonic-speeds-with-new-agreement-to-buy-aircraft-from-boom-supersonic (дата обращения: 28.11.2024)

[4] Указ Президента Российской Федерации от 28.02.2024 г. № 145.

[5] Ланшин А.И., Комратов Д.В., Постников А.А. НЦМУ «Сверхзвук» в тематике разработки авиационных двигателей // Авиационные двигатели, № 1 (14), 2022. С. 69-78.

[6] Sun Y. S.H. Review and prospect of supersonic business jet design // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 90. pp. 12-38.

[7] Шапкин В.С., Пухов А.А. Международная концеренция "Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения" // Современные факторы создания сверхзвукового гражданского самолета нового поколения. Сочи. 2022. С. 57-65.

[8] Boom - XB-1 [Электронный ресурс] // Веб-сайт компании Boom Supersonic: [сайт]. [2024]. URL: https://boomsupersonic.com/xb-1 (дата обращения: 28.11.2024).

[9] X-59 [Электронный ресурс] // Веб-сайт компании Lockheed Martin: [сайт]. [2024]. URL: https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/x-59-quiet-supersonic.html (дата обращения: 28.11.2024).

[10] Bashkirov I.G., Chernyshev S.L., Kazhan A.V., Kazhan V.G., Karpov E.V., Shanygin A.N., Shenkin A.V. Goals, tasks and technic concept of Russian flight civil supersonic jet technology demonstrator // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Vol. 1226, No. 1, 2022. P. 012099.

[11] Алендарь А.Д., Ланшин А.И., Евстигнеев А.А., Якубовский К.Я., Силуянова М.В. Обзор проблем создания сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения в части силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, Т. 22, № 1, 2023. С. 7-28.

[12] Башкиров И.Г., Беляев И.Г., Копьев В.Ф., Чернавских Ю.Н., Чернышев С.Л. Международная конференция «Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения» // О выборе параметров сверхзвукового пассажирского самолета. Федеральная территория «Сириус» г. Сочи. 2022. С. 69-71.

[13] Луковников А.В., Полев А.С., Макаров В.Е., Евстигнеев А.А., Слинко М.Б., Коровкин В.Д. XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства // Исследования в области создания силовых установок сверхзвуковых пассажирских и деловых самолетов. Москва. 2020. Т. 2. С. 147-148.

ПРИМЕНЕНИЕ МАЛОШУМНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ СПС

П.А. Рябов, А.А. Евстигнеев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (ЦИАМ) разработана программа «MUS» для определения параметров малошумного управления самолетом, с применением которой проведено исследование возможности достижения перспективным сверхзвуковым пассажирским реактивным самолетом (СПС) требований действующих норм по шуму на местности. Определены условия и управление, при которых возможно получение положительных запасов по уровню шума относительно норм Главы 14 ICAO с обеспечением приемлемых летно-технических характеристик СПС.

APPLICATION OF LOW-NOISE CONTROL FOR SSPJ

P.A. Ryabov, A.A. Evstigneev
CIAM, Moscow, Russia

The CIAM has developed a program «MUS» for determining the parameters of low-noise control of the aircraft, which has been used to study the possibility of a promising supersonic passenger jet (SSPJ) meeting the requirements of current noise standards on the ground. The conditions and control have been defined under which it is possible to obtain positive margin of noise level relative to ICAO Chapter 14 level, while ensuring acceptable flight performance of the SSPJ.

1 Введение

Важной проблемой в авиастроении остается создание «тихого СПС». Одним из подходов к поиску решений данной проблемы является оценка вклада в снижение шума СПС параметров малошумного управления самолетом (МУС) с применением новых подходов и автоматизации инструментов поиска. При проведении расчетных исследований с увеличением количества эффективных параметров МУС расширяется область потенциальных решений, что увеличивает вероятность нахождения рационального сочетания параметров проектных СУ, ЛА и управления и позволяет надеяться в обозримом будущем решить проблему шума СПС.

2 Постановка задачи

С целью достижения СПС рассматриваемой конфигурации [1] уровня сертификационного шума ниже требований норм Главы 14 ICAO проведено расчетное исследование по оценке влияния на акустические характеристики СПС ранее исследованных параметров МУС [1, 2] в сочетании с управлением площадью критического сечения сопла ($F_{кр}$) СУ на основе ТРДД.

3 Порядок проведения исследования

Для достижения поставленной цели было выполнено следующее:

– выбраны для рассмотрения рациональные законы управления $F_{кр}$ СУ на режимах взлета и посадки СПС;

– подготовлена математическая модель (ММ) расчета высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя с регулируемой $F_{кр}$ в диапазоне от $F_{кр\ min}$ до $F_{кр\ max}$ [3];

– разработана программа «MUS» [4];

– проведено расчетное исследование по определению рациональных параметров МУС с учетом $F_{кр}$ по критериям длина ВПП и шум на местности СПС для предварительно отобранных вариантов двигателей;

– на основании анализа полученных результатов исследования определены условия снижения сертификационного шума СПС в контрольных точках ниже норм Главы 14 ICAO.

4 Краткое описание ММ «MUS»

ММ «MUS» [4] была разработана с использованием компилятора Fortran для реализации процедуры [1] автоматизированного поиска набора рациональных параметров малошумного управления СУ, траекторией полета и механизацией крыла отдельно на этапе посадки и отдельно на этапах взлета и набора высоты, что позволило:

– проводить быстрые расчеты на персональном компьютере;

– в процессе локальной оптимизации параметров управления определять наилучшее решение (набор

параметров управления) без участия специалиста-оператора;

– сократить время вычисления расчетных комплексов оптимизации проектных параметров СУ и самолета;

– уменьшить трудоемкость анализа полученных результатов.

5 Анализ полученных результатов

Для СПС [1] без учета экранирования шума СУ со степенями двухконтурности m от 2.5 до 3.0 с применением программы «MUS» определены параметры малошумного управления с регулированием площади критического сечения сопла. Показано, что в случае применения дросселирования тяги двигателя, увеличение $F_{кр}$ приводит с одной стороны к снижению скорости истечения и шума струи, с другой стороны к росту частоты вращения и шума вентилятора ТРДД. Предполагается, что на режимах взлета и набора высоты при реализации закона регулирования $F_{кр\ max}$ шум двухступенчатого вентилятора может быть эффективно подавлен с применением средств и эффектов шумоглушения (ЗПК, экранирование и др.). На режиме захода на посадку минимальный уровень главного источника шума СУ – вентилятора – достигается применением рационального закона регулирования $F_{кр\ min}$, который будет способствовать установке ЗПК с минимальной площадью. Показано, что минимизация вклада вентилятора, а также скорости полета при заходе на посадку за счет снижения до минимального уровня массы ЛА, позволит обеспечить СПС гарантированное выполнение требований норм Главы 3 ICAO в критической боковой к.т. с запасом и достичь целевого уровня норм Главы 14 ICAO по сумме трех к.т. Отмечено, что для исследуемого варианта СПС может осуществляться безопасная малошумная эксплуатация с аэродрома класса «А» (3250 м). С незначительным нарушением нормативных требований по шуму Главы 3 ICAO в боковой к.т. возможна эксплуатация СПС с аэродрома класса «Б» (2600 м), в том числе в регионах высокогорных и с жарким климатом.

6 Заключение

В ЦИАМ разработана программа «MUS» для определения параметров малошумного управления самолетом, с применением которой проведено исследование возможности достижения перспективным СПС требований действующих норм по шуму на местности. Определены условия, при которых возможно получение положительных запасов по уровню шума относительно норм Главы 14 ICAO с обеспечением приемлемых летно-технических характеристик СПС. Результаты работы носят научно-исследовательский характер, дополняют и уточняют полученные ранее результаты ЦИАМ [1], то есть повышают достоверность технических параметров сформированного облика СУ, которые могут позволить выполнить предъявляемые к перспективному СПС требования.

Дальнейшие исследования целесообразно сосредоточить на поиске способов максимального снижения шума вентилятора, а также уточнении уровня потерь тяги СУ при установке ЗПК и при использовании отличных от осесимметричных сопел.

* Публикация подготовлена с использованием результатов, полученных в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 24 июня 2021 г. №075-15-2021-605).

Список использованных источников

[1] Рябов П.А., Селиванов О.Д., Фокин Д.Б., Евстигнеев А.А. Результаты применения рациональных программ малошумного управления силовой установкой на этапе концептуального проектирования двигателя сверхзвукового пассажирского самолета // Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов Международной конференции. Москва, 2022. С. 163-165.

[2] Рябов П.А. Обоснование выбора параметров малошумного управления силовой установкой, траекторией полета и механизацией крыла самолета ГА. Анализ эффективности реализации локальной оптимизации малошумного управления при выборе рациональных параметров двигателя для дозвукового самолета // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2020. Сборник тезисов. Москва, 2020. С. 253-254.

[3] Алендарь А.Д., Силуянова М.В. Математическая модель силовой установки сверхзвукового самолета // СТИН. 2021. № 4. С. 46-49.

[4] Рябов П.А. Программа определения параметров малошумного управления самолетом («MUS») // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024661036 от 15.05.2024.

РАЗВИТИЕ МОДЕЛИ ШУМА ПЛАНЕРА ДЛЯ ЗАДАЧ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ОБЛИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПО ЭКОЛОГИЧЕСКИМ КРИТЕРИЯМ САМОЛЕТА

Н.И. Олесова, А.А. Мирзоян, Ю.Д. Халецкий
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Разработана модель основных источников шума планера для включения в комплексную программу выбора оптимального облика силовой установки. Приведен сравнительный анализ результатов расчета по имеющейся и разработанной моделям шума планера для различных типов самолетов. Показана важность учета шума планера при формировании облика силовой установки на ранних этапах проектирования самолета.

DEVELOPMENT OF THE AIRFRAME NOISE MODEL FOR THE TASKS OF MULTIDISCIPLINARY DESIGN OPTIMISATION OF THE PROPULSION SYSTEM UNDER THE ENVIRONMENTAL CRITERIA

N.I. Olesova, A.A. Mirzoyan, Y.D. Khaletsky
CIAM, Moscow, Russia

Main sources of the airframe noise model has been developed for inclusion in a complex program for selecting the optimal concept of the propulsion system. A comparative analysis of the results obtained by existing and developed airframe noise models is presented for various types of aeroplanes. The importance of taking into account the airframe noise during generation of propulsion system concept at the early stages of aircraft design is shown.

1 Введение

На этапе раннего проектирования перспективных гражданских самолетов с применением методов многодисциплинарной оптимизации (МДО) необходимо учитывать широкий круг показателей эффективности силовой установки (СУ) и летательного аппарата (ЛА), которые должны быть согласованы между собой.

Интенсивное развитие гражданской авиации за последние десятилетия вызвало значительный рост создаваемого самолетами шума, что является фактором загрязнения окружающей среды и при этом его воздействие в отличие от других факторов напрямую ощущается человеком. В связи с этим в настоящее время акустические характеристики (АкХ) самолетов являются одним из главных показателей качества авиационной техники.

Современные технологии снижения шума двигателя изменили соотношение вкладов источников шума самолетов, что особенно актуально при малошумном управлении тягой на режиме захода на посадку [1,2], где планер может стать доминирующим источником шума. В связи с этим учет шума только СУ может способствовать неправильному выбору проектных параметров на ранних этапах проектирования. Поэтому важно проводить совместное рассмотрение акустических характеристик СУ и элементов планера.

2 Математическая модель

В ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» ранее была разработана математическая модель, позволяющая оценить шум планера без рассмотрения отдельных его компонентов. По ней уровень звукового давления (УЗД) шума планера определяется зависимостью:

$$= f(S_{кр}, \lambda, K), \quad (1)$$

где $S_{кр}$ – площадь крыла, м^2; λ – удлинение крыла; K – экспериментальная константа, дБ.

Как видно из зависимости (1), в качестве основных исходных данных для расчета используется ограниченный набор геометрических параметров планера, при этом несмотря на невысокую точность и сравнительно узкую применимость из-за ограниченности экспериментальных данных, на обобщении которых она построена, достоинством данного метода является возможность его применения на самых ранних стадиях проектирования самолета, например, в поисковых исследованиях, когда большинство параметров элементов планера не определены.

Естественным развитием работ в данном направлении является создание более точной модели прогнозирования шума планера с определением шума, излучаемого при обтекании отдельных элементов планера.

Коллектив авторов после анализа существующих подходов оценки шума планера на местности остановился на полуэмпирической методике, как наиболее подходящей и хорошо зарекомендовавшей себя на этапе концептуального проектирования как в России, так и за рубежом, основанную на методе Финка [3] с модификацией, предложенной Рэйни [4].

Эта методика позволяет оценить генерируемый при аэродинамическом обтекании планера широкополосный шум на основе использования эмпирических зависимостей и коэффициентов, рассчитываемых по экспериментальным данным. Звуковое давление рассчитывается для всех компонентов планера, создаваемых крылом, его механизацией, хвостовым оперением и шасси, с учетом основных геометрических параметров и их конструкции. Суммарный уровень шума рассчитывается как совокупность вкладов УЗД каждого источника.

Общий подход к определению каждого вклада одинаков и основан на следующем уравнении для расчета среднеквадратичного акустического давления в дальнем поле:

$$\langle p^2 \rangle = \frac{\Pi^*}{4\pi(r_S^*)} \cdot \frac{D(\theta,\varphi)F(S)}{(1-M_\infty \cos\theta)^4}, \quad (2)$$

где $\langle p^2 \rangle$ – среднеквадратичное звуковое давление; Π^* – звуковая мощность; $D(\theta,\varphi)$ – функция, учитывающая направленность излучения для каждой частотной составляющей;$F(S)$ – функция, определяющая спектр; S – число Струхаля; r_S^* – расстояние от источника до микрофона; θ – угол направленности; φ – азимутальный угол.

Модель оценки шума планера написана на фортране и включает исполняемый файл, входной и выходной файлы. При её создании было сделано несколько допущений, упрощающих описание сложного механизма генерации шума: каждый источник шума считается независимым, следовательно, эффекты взаимодействия и установки могут не учитываться; эффекты рассеяния, отражения и экранирования шума также не учитываются; все источники шума сосредоточены в центре тяжести самолета.

3 Сравнительный анализ

С целью проверки адекватности работы разработанного модуля оценки шума планера и его верификации был проведён сравнительный анализ расчетов шума планера дальнемагистрального (ДМС) и сверхзвукового пассажирского самолетов (СПС) по уже имеющейся модели и разработанной.

Анализ показал приемлемый уровень точности разработанной модели, достаточный для адекватного применения ее на этапе раннего проектирования в зависимости от постановки задачи, оставляя открытыми возможности для достижения более высокого уровня путем дальнейших улучшений и корректировок в области прогнозирования шума на местности.

4 Заключение

В результате проведенной работы разработана модель, позволяющая оценить основные источники шума планера на местности для задач МДО облика СУ и определения конструктивных параметров, на которые могут повлиять требования к уровню шума. Следует отметить, что использование модуля оценки шума планера имеет практическую пользу при формировании оптимального облика СУ ЛА, поскольку позволяет учитывать влияние изменения удельной нагрузки на крыло (*G/S*) на акустические критерии эффективности ЛА.

Список использованных источников

[1] Некоторые тенденции современной аэроакустики / Ю.Д. Халецкий // Авиационные двигатели. 2020. № 3(8). С. 69–81.

[2] В.Ф. Самохин, В.Г. Дмитриев. Роль планера в шуме ДМС на местности. Тезисы докладов XX научно-технической конференции по аэроакустике. 2023. С. 50–51.

[3] M.R. Fink, Noise Component Method for Airframe Noise, Journal of Aircraft, vol. 16, n. 10, 1979, doi:10.2514/3.58586.

[4] J. P. Raney, S. L. Padula, and W. E. Zorumski: NASA progress in aircraft noise prediction, Vol. 81915. National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Branch, 1981.

РАЗРАБОТКА РАСПРЕДЕЛЁННОЙ СРЕДЫ КОЛЛЕКТИВНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ (РСКП)

А.А. Мирзоян, Л.А. Мирзоян
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Целью работы являлось создание распределенной среды коллективного проектирования (РСКП) для проведения многодисциплинарного анализа и оптимизации с использованием удаленных дисциплинарных моделей с возможностью применения передовых интеллектуальных технологий поддержки предварительного проектирования летательных аппаратов. Создан графический интерфейс РСКП, обеспечено безопасное сетевое взаимодействие удаленных компьютеров, организован обмен данными через интегрированную информационную модель с использованием реляционных баз данных, успешно проведена тестовая интеграция двух удаленных математических моделей (расчета двигателя и эмиссии CO_2).

DEVELOPMENT OF THE DISTRIBUTED ENVIRONMENT FOR COLLABORATIVE DESIGN (RSKP)

A. Mirzoyan, L. Mirzoyan
CIAM, Moscow, Russia

The main goal of the study was to develop Distributed Environment for Collaborative Design (RSKP) to provide multidisciplinary design analysis and optimization (MDAO) with remote disciplinary mathematical models using advance intelligent technologies supporting preliminary aircraft design. The Graphical User Interface of RSKP was created, safe network interaction between work stations was implemented, data exchange was organized through integral information model using relational databases, test integration of two distributed models (engine and CO_2 emission) was successfully realized in RSKP.

1 Введение

Традиционные способы проектирования с применением методов многодисциплинарной оптимизации ограничены в своих возможностях. Эта проблема может быть рассмотрена на примере одной организации. Специалисты на своих рабочих местах проводят расчеты с использованием своих собственных расчетных моделей, а интеграция специалистов в проект сводится к последовательной передаче результатов расчетов. Это позволяет сохранить за разработчиками права интеллектуальной собственности, однако недостаток автоматизации значительно ограничивает количество итераций оптимизации, что препятствует получению лучших решений, которые были бы возможны при реализации большего количества итераций за меньшее время. Кроме того, недостаточная степень автоматизации не позволяет оценить влияние локальных изменений на проект в целом. Итоговое проектное решение может оказаться далеким от оптимального и, в конечном счете, не удовлетворять требованиям технического задания. Инновационные конфигурации, которые рассматриваются при проектировании современных летательных аппаратов, в том числе сверхзвуковых гражданских самолетов, состоят из сильно интегрированных элементов, в которых «всё влияет на всё». Эффективное проектирование таких объектов будет возможно только в том случае, если дисциплинарные специалисты объединятся соответствующим образом и способы их взаимодействия будут хорошо проработаны. Для реализации такого подхода к коллективному проектированию инновационных конфигураций в ЦИАМ разрабатывается Распределенная Среда Коллективного Проектирования, названная РСКП, с централизованной моделью управления, где центральное звено (или сервер) обеспечивает автоматизированный обмен данными между всеми участниками проекта. Интегратор проекта создает так называемый рабочий поток, то есть формирует последовательность запуска дисциплинарных моделей на рабочих компьютерах специалистов внутри защищенной сети. Этот рабочий поток, в свою очередь, может запускаться неограниченное количество раз в рамках многодисциплинарной оптимизации без необходимости передачи моделей и с сохранением интеллектуальных прав разработчиков этих моделей. Это в разы сокращает время предварительного проектирования и дает возможность

в полной мере использовать все преимущества многодисциплинарного анализа и оптимизации (МДАО), предоставляя на выходе полноценное компромиссное решение, которое в наибольшей степени удовлетворяет требованиям технического задания.

2 Требования к РСКП

Участие ЦИАМ совместно с ЦАГИ в международном проекте AGILE (2016-2019 гг.) [1], посвященном разработке нового поколения систем совместного МДАО ЛА, позволило оценить возможности современных зарубежных программных средств и технологий распределенного проектирования (такие как RCE, VISTOMS, KADMOS, CMDOWS) [2] и понять необходимость разработки собственных программных средств, удовлетворяющих нашим требованиям.

Были сформулированы основные задачи РСКП:

– обеспечение сетевого взаимодействия удаленных математических моделей в защищенных внутренних и внешних сетях, создание интерфейсов такого взаимодействия;

– разработка средств автоматизации формирования рабочего потока;

– внедрение интеллектуальных технологий многокритериальной оптимизации, планирования эксперимента, постоптимизационного анализа;

– создание удобной системы визуализации проекта на всех стадиях его разработки.

Такая среда также должна обеспечить:

– безусловное сохранение прав интеллектуальной собственности разработчиков и пользователей дисциплинарных моделей;

– повышенную эффективность совместного анализа результатов;

– оперативное подключение к РСКП новых дисциплинарных моделей;

– ускорение этапов постановки задачи проектирования и оптимизации с помощью средств автоматизация формирования рабочего потока;

– минимизацию усилий дисциплинарных специалистов по включению их моделей в РСКП для решения задач коллективного проектирования;

– независимость от программных систем и лицензий, которые используются дисциплинарными моделями.

К системе визуализации РСКП предъявляются следующие основные требования:

– наглядность представления данных, имеющих сложную вложенную иерархическую структуру с большим количеством элементов;

– возможность запуска с рабочего места, не имеющего специально предустановленных пакетов и/или не имеющего доступа к интернету;

– возможность включения дополнительных приложений в цикл разработки системы МДАО.

С учетом всех вышеперечисленных требований в настоящее время ведется разработка клиент-серверного приложения РСКП.

3 Основной подход

Базовой концепцией РСКП является использование центральной модели данных. Она позволяет сократить временные затраты на обмен данными между участниками процесса проектирования с помощью центрального сервера, на котором хранятся данные, и стандартизовать формат и перечень передаваемых данных между специалистами-экспертами. Такая модель данных реализуется с помощью так называемой интегрированной информационной модели, ставшей основным элементом функционирования всей РСКП [3]. Именно она связывает между собой различные дисциплинарные модели за счет передачи и получения данных, заполняющих ее элементы. При этом интеграция моделей в рабочий поток является одной из самых трудоемких задач при организации процесса совместного проектирования. В рамках этой задачи проводится работа с большими объемами данных: это не только входные и выходные параметры моделей, но и параметры их запуска с указанием рабочих директорий, рабочих файлов, особенностей запуска и т.д.

Следует отметить, что одна и та же модель может подключаться к РСКП неоднократно – это влечет за собой потребность в сохранении данных по каждой из моделей. Совокупность этих данных формирует виртуальный банк моделей. Для его создания с учетом требования по обеспечению не только целостности данных, но и удобства доступа к ним и их редактирования, по результатам разработки и тестирования стали использоваться реляционные базы данных.

В РСКП реализуются следующие основные технологии автоматизации:

– формирование рабочего потока на базе методов теории графов, позволяющих найти оптимальную последовательность запуска дисциплинарных моделей;

– планирование эксперимента для проведения предварительного анализа пространства поиска оптимальных решений;

– многокритериальная оптимизация с использованием традиционных и современных

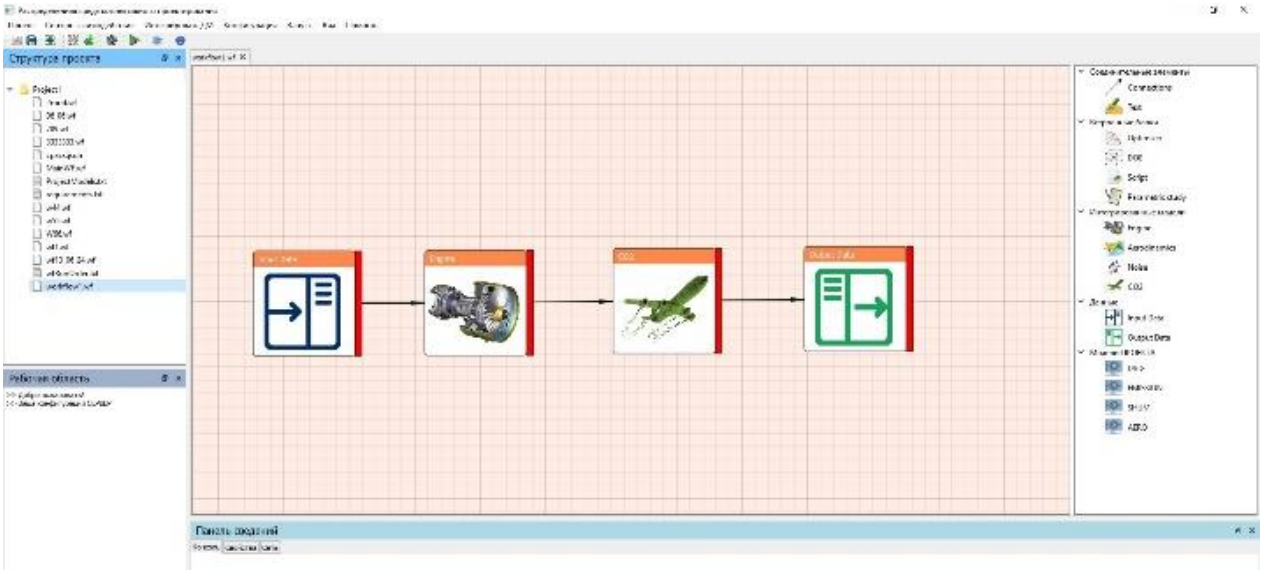


Рис. 1. Рабочий поток тестовой задачи по интеграции математических моделей в РСКП

методов (в том числе на базе искусственного интеллекта);

– постоптимизационный анализ.

4 Тестовая задача интеграции моделей в РСКП

С использованием созданного графического интерфейса была успешно решена тестовая задача по интеграции двух программных модулей разных тематических подразделений ЦИАМ – математических моделей ТРДД и эмиссии CO_2 дозвукового пассажирского ЛА. На рис. 1 представлен созданный в РСКП рабочий поток тестовой задачи.

5 Заключение

Продолжается разработка РСКП для проведения МДАО с использованием удаленных дисциплинарных моделей и применения передовых интеллектуальных технологий поддержки предварительного проектирования летательных аппаратов.

Успешно решена тестовая задача по интеграции двух удаленно расположенных математических моделей, продемонстрировавшая высокую эффективность базовой концепции разрабатываемой РСКП.

Список использованных источников

[1] AGILE Project, "AGILE - Aircraft 3rd Generation MDO for Innovative Collaboration of Heterogeneous Teams of Experts," 2021. https://www.agile4.eu/project/.

[2] А.А. Мирзоян, Л.А. Мирзоян, А.М. Исянов. «Разработка распределенной системы МДАО для концептуального проектирования СУ СПС в среде интеграции разработки RCE с использованием базы знаний», Сборник трудов 32-го Конгресса Международного Совета по авиационным наукам (ICAS 2021) , Шанхай, Китай, 6-10.10.2021.

[3] Патент на изобретение «Способ автоматизированного формирования электронной информационной модели силовой установки и устройство для его реализации» (регистрационный номер № 2019126624 от 23.08.2019 г.).

ПРОГРАММНОЕ РЕШЕНИЕ ПО ОЦЕНКЕ РИСКОВ РАЗРАБОТКИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

А.Р. Поляков[1, 2], Э.А. Орусбиева[1, 2], А.С. Баранов[1], О.А. Смоляков[3], П.А. Рябов[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
[2] Государственный университет управления, Москва,
[3] ФГБУ «НИЦ «Институт им. Н.Е. Жуковского», Москва

В данной работе обоснована необходимость создания программного решения для оценки рисков, сопутствующих процессу разработки авиационного двигателя (АД) для перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС). Описаны основные принципы и этапы создания программы с подробной характеристикой всех структурных элементов и реализованного в них математического инструментария. Представлена характеристика интерфейса продукта и описаны задачи, которые возможно решить с его помощью. Разработанное программное обеспечение позволяет оценить тяжесть каждого из возможных последствий реализации наиболее опасных рисков и найти совокупный уровень ожидаемых экономических потерь, возникающих в ходе разработки АД для перспективного СПС, с учетом влияния на данный процесс специфики и новизны проектируемого изделия и взаимного влияния рисков друг на друга.

A SOFTWARE SOLUTION FOR ASSESSING THE RISKS OF DEVELOPING AN AIRCRAFT ENGINE FOR A PROMISING SUPERSONIC PASSENGER AIRCRAFT

A.R. Polyakov[1, 2], E.A. Orusbieva[1, 2], A.S. Baranov[1], O.A. Smolyakov[4], P.A. Ryabov[1]
[1] Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russia
[2] SUM, Moscow, Russia
[3] National Research Center «Zhukovsky Institute», Moscow, Russia

This paper substantiates the need to create a software solution for assessing the risks associated with the process of developing an aircraft engine for a promising supersonic passenger aircraft. The basic principles and stages of creating the program are described with a detailed description of all structural elements and the mathematical tools implemented in them. The characteristics of the product interface are presented and the tasks that can be solved with its help are described. The developed software makes it possible to assess the severity of each of the possible consequences of the implementation of the most dangerous risks and to find the cumulative level of expected economic losses arising during the development of aircraft engine for a promising supersonic passenger aircraft, taking into account the impact on this process of the specifics and novelty of the designed product and the mutual influence of risks on each other.

1 Введение

В условиях современных рыночных отношений разработка и внедрение инноваций являются решающим фактором успешного экономического развития страны. Инновационное развитие в настоящее время приобретает все большую значимость, определяя темпы и масштабы экономических процессов и сопутствующих им структурных изменений.

Последние годы довольно актуальной стала задача создания перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) второго поколения и их силовых установок (СУ) [1]. Одним из вопросов, требующих особого внимания при разработке СУ для СПС, является анализ сопутствующих рисков. На данный момент в авиационном двигателестроении отсутствует комплексный подход к оценке рисков, сопутствующих процессу разработки АД для перспективного СПС. Существующая в системе управления разработкой авиадвигателя процедура анализа рисков предполагает лишь их идентификацию без дальнейшей количественной оценки. Описанная проблема обуславливает необходимость формирования единого механизма оценки рисков, возникающих при разработке авиадвигателей, применение которого позволит учесть риски на основных этапах процесса разработки и сформировать информационную базу, необходимую для принятия обоснованных управленческих решений. Также в условиях набирающей темпы цифровизации отрасли авиастроения для экономии временных и человеческих

ресурсов особо важно иметь возможность частично автоматизировать ряд сопутствующих процессов ввиду их громоздкости и трудоемкости.

2 Структурные элементы механизма оценки рисков

Формирование механизма оценки рисков с его последующей автоматизацией в данном случае предполагает программное решение стандартных задач анализа рисков с учетом специфики рассматриваемого объекта и отрасли в целом.

Решение обозначенной проблемы предполагает поэтапное решение следующих задач:

1. Выбор подхода для идентификации и описания рисков, возможных при разработке АД для перспективного СПС.
2. Выбор способа программной реализации в виде отдельного блока «Инициализация».
3. Выбор инструментария для качественного анализа рисков, возможных при разработке АД для перспективного СПС.
4. Выбор способа программной реализации инструментария качественной оценки рисков.
5. Разработка математического аппарата для количественного анализа рисков, возможных при разработке АД для перспективного СПС.
6. Выбор способа программной реализации в виде отдельного блока «Количественная оценка».
7. «Выгрузка» полученных результатов.

3 Математический инструментарий для решения поставленных задач

1. Идентификация. Для решения задачи сбора информации и выявления возможных рисков был использован экспертный подход. В рамках данного подхода необходимо сформировать экспертную комиссию, члены которой обособленно друг от друга в соответствии с заданными метриками и шкалами представляют экспертные оценки и при необходимости дают комментарии. Далее полученные оценки подлежат проверке на предмет согласованности и при необходимости корректируются. На основании полученных мнений рассчитываются интегральные показатели, описывающие возможные опасности, и формируется реестр рисков, отражающий полный «анамнез» негативных событий, которым может быть подвержен процесс разработки АД для СПС.

2. Качественная оценка. С целью выявления наиболее опасных рисков, на которых стоит акцентировать внимание, на основании сформированного реестра рисков строится матрица рисков. Матрица рисков подразумевает зонирование по степени важности факторов риска. В результате применения данного инструмента осуществляется группировка собранной на предыдущем этапе информации по проблемным моментам на три кластера: риски, влиянием которых можно пренебречь, приемлемые и неприемлемые риски. Особый интерес для процесса разработки АД представляют риски из третьей группы, поскольку они являются наиболее опасными и могут привести к катастрофическим последствиям.

3. Количественная оценка. Риски, квалифицированные как наиболее опасные, подлежат дальнейшей оценке на предмет стоимости ущерба, возможного при их реализации. Для решения данной задачи была разработана математическая модель оценки тяжести возможных последствий, позволяющая учесть следующие параметры:

- интенсивность проявления фактора риска: определяется экспертным методом в соответствии с четко определенной процедурой и метриками;
- весовой коэффициент, отражающий степень влияния фактора риска на конкретное последствие: определяется с помощью метода аналитических сетей [2] и построения матриц попарного сравнения с последующей проверкой на согласованность и формированием итоговой суперматрицы;
- размер относительных потерь от каждого возможного последствия при максимальной интенсивности проявления отобранных факторов риска. Рассчитывается при помощи математической модели оценки стоимости ОКР [3] и рассчитанных под каждый вид возможных потерь статистических коэффициентов;
- статистические коэффициенты, отражающие степень конструктивно-технологической преемственности и учитывающие влияние технологических особенностей разрабатываемого двигателя на совокупный риск. Учитываются при помощи коэффициентов, рассчитанных на статистических данных посредством регрессионного анализа и требующих периодической корректировки, обеспечивающей их актуальности на текущий момент времени.

4 Программная реализация сформированного механизма оценки рисков

С целью автоматизации анализа рисков, сопутствующих процессу разработки АД для перспективного СПС, был разработан программный продукт на основе языка программирования Python3 [4]. Данный язык хорошо подходит для исследования и анализа потока входных данных, имеет ряд библиотек, повсеместно используемых для проведения трудоёмких вычислений.

Для отображения графического интерфейса, с которым предположительно будет взаимодействовать

пользователь программы, использовались библиотеки Tkinter и CustomTkinter. Данные библиотеки предполагают углубленный уровень взаимодействия разработчика с графическими объектами, а, следовательно, гибкость в разработке интуитивно понятного интерфейса.

За сохранение данных в программном коде отвечает встраиваемая кроссплатформенная база данных SQLite, у которой нет клиент-серверной архитектуры, что позволяет использовать её без особой настройки на любом ПК. Одним из преимуществ данного инструмента является лёгкость: вся база данных - один файл.

При запуске программы открывается диалоговое окно с сообщением о необходимости ввести количество экспертов, которые будут задействованы в процессе оценки рисков (рис. 1).

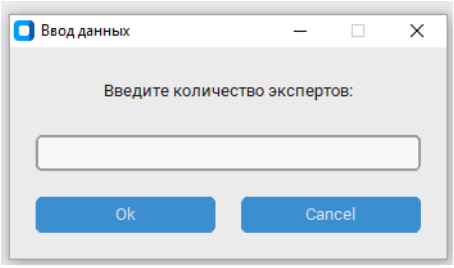


Рис. 1. Диалоговое окно для ввода исходных данных

В зависимости от полученной на вход информации в блоке «Инициализация» строится шаблон реестра рисков соответствующей размерности (рис. 2).

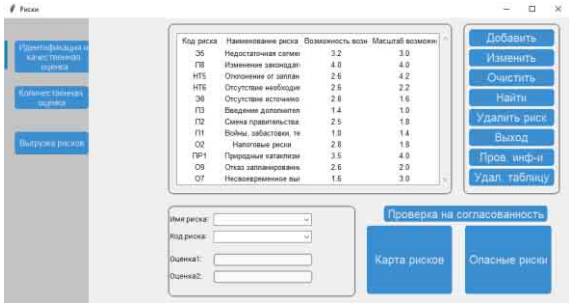


Рис. 2. Интерфейс блока «Инициализация»

Далее пользователю необходимо наполнить реестр рисков соответствующей информацией:

- наименование риска – выбирается из выпадающего списка типовых рисков, также есть возможность ручного ввода дополнительных рисков;
- код риска – автоматически назначается в зависимости от названия риска;
- возможность возникновения риска – для каждого риска подряд вводятся оценки всех экспертов без пробела;
- масштаб возможного ущерба от реализации риска - для каждого риска подряд вводятся оценки всех экспертов без пробела.

В кнопке «Проверка на согласованность» реализована методика расчёта множественного коэффициента конкордации (согласованности) Кендалла с последующей проверкой его значимости. Данный показатель позволяет проверить согласованность мнений группы экспертов численностью большей, чем два человека на случай, если они кардинально отличаются друг от друга и, следовательно, являются неинформативными [5].

В процессе разработки программы было принято решение видоизменить способ получения информации от экспертной группы, а именно, поменять бланки для оценки рисков на аналогичный файл формата .xlsx, в котором будет заранее приготовлен шаблон для заполнения. Решение отказаться от бумажных бланков в пользу электронных таблиц позволило ускорить анализ результатов. В случае, когда мнения экспертов не согласованы, изменить оценки будет более просто, а также время на обработку, получение бумажных носителей и считывание в программу данных оценок не будет влиять на процесс исследования.

В кнопке «Карта рисков» реализован алгоритм ранжирования рисков на основании интегральных оценок, рассчитанных в реестре рисков, и визуализации данных информации посредством построения карты рисков (рис. 3).

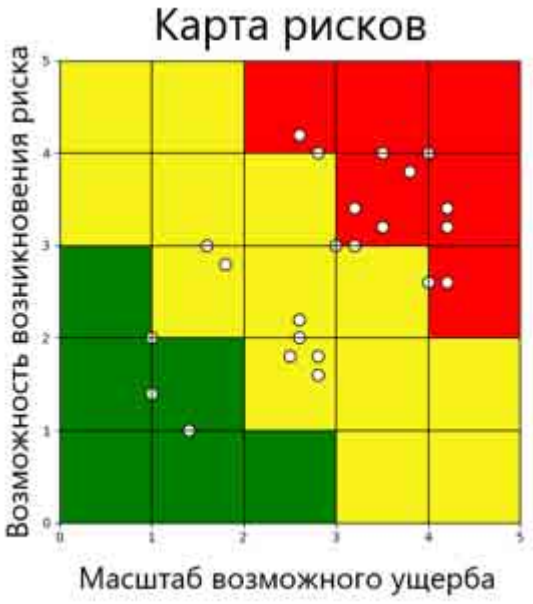


Рис. 1. Карта рисков

При наведении на каждую точку с координатами (масштаб возможного ущерба; возможность возникновения риска), можно увидеть маркер, которому соответствует конкретный риск из реестра рисков.

В блоке «Количественная оценка» реализована математическая модель оценки совокупная риска процесса разработки АД для перспективного СПС (рис. 4).

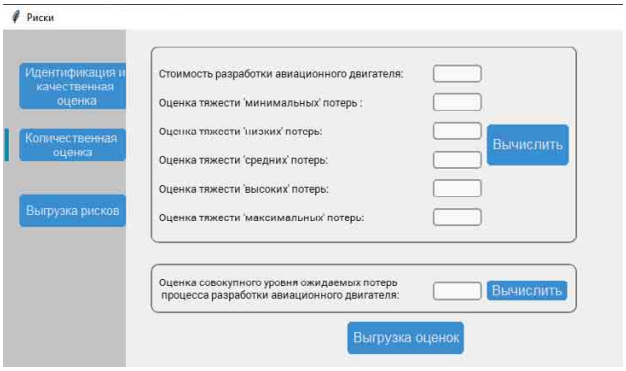


Рис. 4. Интерфейс блока «Количественная оценка»

В данном блоке реализован весь математический аппарат, который используется в механизме оценки рисков для описания наиболее опасных рисков в стоимостном эквиваленте. Таким образом, здесь автоматизированы следующие алгоритмы: построение и проверка матриц попарных сравнений, проверка матриц на согласованность, построение суперматрицы, приведение суперматрицы к стохастическому виду и получение взвешенной суперматрицы, регрессионная модель для оценки итоговой стоимости каждого последствия, расчет интегрального показателя потерь.

С помощью кнопки «Выгрузка рисков» реализована возможность создания краткого отчета по проведенным расчетам.

5 Заключение

Разработанное программное обеспечение позволяет оценить тяжесть каждого из возможных последствий реализации наиболее опасных рисков и найти совокупный уровень ожидаемых экономических потерь, возникающих в ходе разработки АД для перспективного СПС, с учетом влияния на данный процесс специфики и новизны проектируемого изделия и взаимного влияния рисков друг на друга. Данную программу целесообразно использовать в комплексе с программными средствами, применяемыми для исследования процесса разработки АД для перспективного СПС. В перспективе данный механизм анализа и оценки рисков сможет помочь в прогнозировании множества экономических показателей, оказывающих непосредственное влияние на полный цикл исследований АД.

Список использованных источников

[1] Ланшин А.И., Комратов Д.В., Постников А.А. НЦМУ «Сверхзвук» в тематике разработки авиационных двигателей // Авиационные двигатели. - №1 (14) - 2022.

[2] ГОСТ Р 58771-2019. Менеджмент риска. Технологии оценки риска = Risk management. Risk assessment technologies: национальный стандарт Российской Федерации : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 24.04.2020 № 176-ст : дата введения 2020-06-01. – М. : Стандартинформ, 2020. – 90 с. – Текст : непосредственный.

[3] Саати Т.Л. Принятие решений при зависимостях и обратных связях: аналитические сети / Т.Л. Саати ; Т.Л. Саати ; пер. с англ. О.Н. Андрейчиковой ; науч. ред.: А.В. Андрейчиков, О.Н. Андрейчикова. – Изд. 3-е. – Москва: URSS, 2010. – 357 с.

[4] Оздоева Э.А. Формирование механизма оценки рисков при управлении разработкой авиационных двигателей : специальность 08.00.05 "Экономика и управление народным хозяйством (по отраслям и сферам деятельности, в т.ч.: экономика, организация и управление предприятиями, отраслями, комплексами; управление инновациями; региональная экономика; логистика; экономика труда; экономика народонаселения и демография; экономика природопользования; экономика предпринимательства; маркетинг; менеджмент; ценообразование; экономическая безопасность; стандартизация и управление качеством продукции; землеустройство; рекреация и туризм)" : диссертация на соискание ученой степени кандидата экономических наук / Оздоева Эльза Ахметовна, 2022.

[5] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020663105 Российская Федерация. «Программа для оценки техникоэкономической эффективности авиационного двигателестроения с учетом рисков» («СТЭРАД»): № 2020661781 : заявл. 07.10.2020: опубл. 22.10.2020 / О. А. Смоляков, Э. А. Оздоева, А. Р. Поляков; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова».

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ SIMINTECH

Б.Б. Новицкий
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва,

Представлены основные используемые подходы при математическом моделировании газотурбинных двигателей с помощью отечественного программного комплекса SimInTech. Показана разработанная библиотека газотурбинных двигателей, её основные блоки, особенности их настройки. Отображены результаты моделирования дроссельных характеристик модельного одноконтурного воздушно-реактивного двигателя и гражданского двухконтурного газотурбинного двигателя.

MATHEMATICAL MODELING OF GAS TURBINE ENGINES USING SIMINTECH

B.B. Novitskiy
BMSTU, Moscow, Russia

The main approaches used in mathematical modeling of gas turbine engines using the domestic software package SimInTech are presented. The developed library of gas turbine engines, its main blocks, and their configuration features are shown. The results of modeling the throttle characteristics of a model single-circuit air-jet engine and a civilian two-circuit gas turbine engine are displayed.

1 Введение

В настоящее время широкое распространение получила идея создания цифровых двойников, в том числе и газотурбинных двигателей [1]. Предполагается, что цифровые двойники базируются на связи между математическими моделями изделия и различными видами данных, получаемых на прямую в ходе испытаний и эксплуатации двигателя. Данный симбиоз должен позволить с помощью цифрового двойника провести своевременный анализ данных на многих этапах жизненного цикла изделия, что позволит предотвратить часть проблем до их возникновения. Однако, прежде чем создавать работоспособный цифровой двойник, необходимо составить термогазодинамическую модель двигателя [2], которая позволит оценивать рабочие параметры двигателя в зависимости от внешних условий. Подразумевается, что при создании модели большинство узлов ГТД (компрессор, турбина и т. д.) представляют собой «чёрные ящики», связанные между собой различными граничными условиями и зависимостями (расходы, частоты вращения роторов и т. п.). Создать математическую модель, описывающую данные узлы и связи между ними возможно практически с помощью любого языка программирования (C++, Python, Fortran, VBA, Ruby и т. п.). Поэтому создано достаточно много комплексов по выполнению термогазодинамических расчётов газотурбинных двигателей, наиболее распространённые из них: ThermoGTE (ОКБ им. А. Люльки, д.т.н. Лещенко И.А.) [3], АСТРА (Самарский университет) [4, 5], GasTurb (GasTurb GmbH) [6], DVIGw (УГАТУ) [7], ГРАД (КГТУ им. А.Н. Туполева) [8], ЕТА (ЦИАМ им. Баранова) и т.д. [9]. Достаточно подробный анализ данного ПО выполнен в работе [10]. Кроме того, создать математическую модель для термогазодинамических расчётов двигателя можно и с помощью универсальных «инженерных» программ, таких как Matlab/Simulink, Amesim и SimInTech, которые не требуют от разработчика глубоких познаний в области программирования и позволяют вносить различные коррективы в алгоритмы расчёта параметров, что не всегда возможно в специализированных комплексах. Среди перечисленных универсальных программ 1-D инженерного анализа Siemens AMESim обладает встроенной библиотекой газотурбинных двигателей, которая позволяет моделировать различные типы ГТД.

С учётом нынешней, весьма напряжённой, геополитической обстановкой вопрос об импортозамещении зарубежного программного обеспечения стоит достаточно остро. Поэтому на базе отечественного программного комплекса SimInTech было принято создать библиотеку газотурбинных двигателей, которая заменит широко используемый AMESim и Matlab/Simulink. Она должна позволить создавать математические модели различных газотурбинных двигателей и анализировать их дроссельные и высотно-скоростные характеристики.

2 Реализация библиотеки

Создание библиотеки возможно различными подходами. Один из них, это подход, реализованный в Matlab/Simulink, где один блок – тип двигателя. У данной реализации есть достоинства, такие как простота реализации, высокая стабильность расчёта, а также скорость моделирования характеристик. Среди недостатков следует выделить невозможность, задания уникальных характеристик компрессора/турбины и отдельных узлов. Второй подход, который реализован в Siemen AMESim – моделирование отдельных блоков двигателя, таких как «компрессор», «турбина», «камера сгорания» и тп. Данный метод позволяет задавать уникальные характеристики каждому блоку.

Именно поэтому был выбран второй подход, когда из отдельных блоков собирается весь двигатель целиком. Имеющимся функционалом в SimInTech были созданы основные блоки, такие как: воздухозаборник, компрессор, турбина, камера сгорания, форсажная камера сгорания, сопло, ротор газогенератора и др. Внешний вид библиотеки представлен на рис. 1.

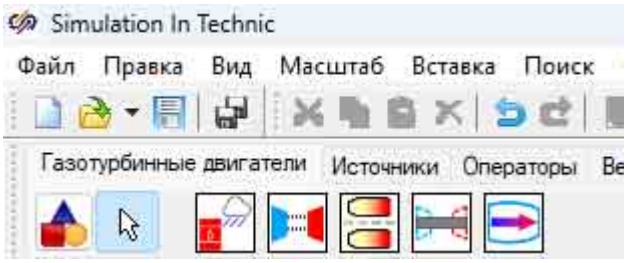


Рис. 1. Внешний вид библиотеки ГТД

Каждый из созданных блоков имеет индивидуальные настройки, так для блока «компрессор» можно выбрать базовую характеристику, которую можно отмасштабировать под проектные параметры (рис. 2). Библиотека также позволяет учитывать наличие системы охлаждения ГТД и отборы от компрессора. Так блок «отборы» позволяет задать места отборов от компрессора и относительные расходы (рис. 3), в каждом отборе и с учётом этого рассчитывает температуры, которые возвращаются в проточную часть (например, в турбине в передней кромке соплового аппарата или в рабочем колесе). Большинство блоков описаны по математическим моделям, широко представленным в литературе [2, 11].

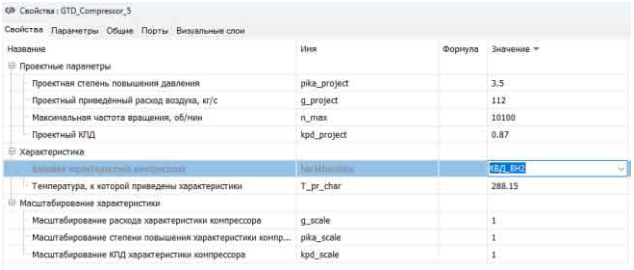


Рис. 2. Свойства блока «Компрессор»

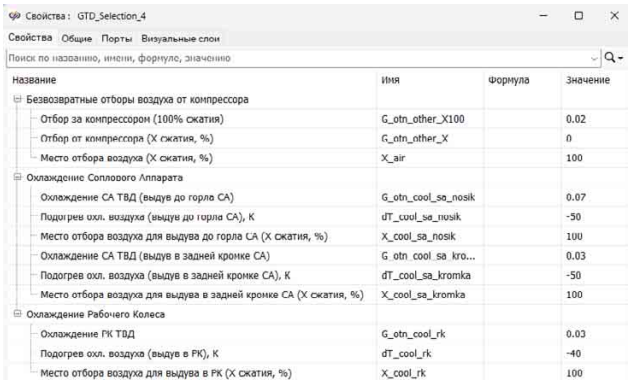


Рис. 3. Доступные настройки блока «Отборы»

На рис. 4 представлена схема математической модели газотурбинного турбовентиляторного двигателя, составленная в программном комплексе SimIntech.

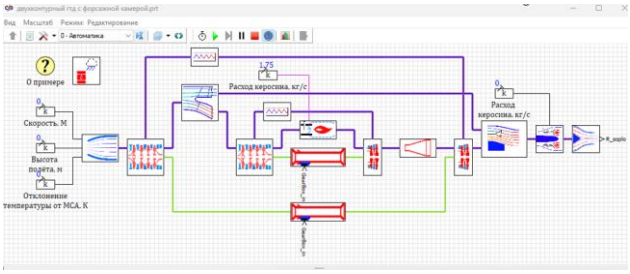


Рис. 4. Общий вид математической модели турбовентиляторного газотурбинного двигателя

Отличительной особенностью созданной математической модели является возможность задания каждому узлу индивидуальных характеристик, с выводом графической информации по интересующему параметру, так на рис. 5 представлена рабочая точка (на «номинальном» режиме) на характеристике компрессора низкого давления.

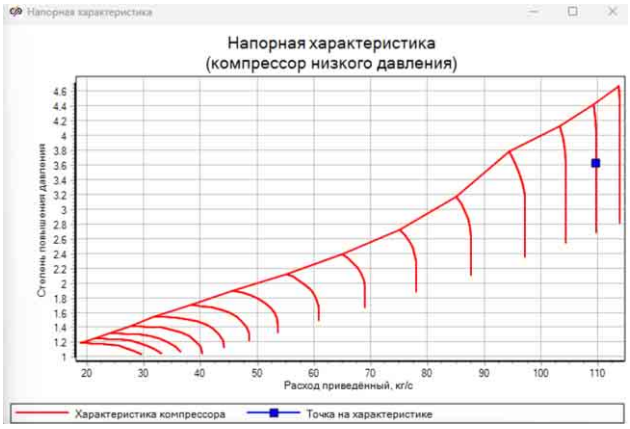


Рис. 5. Характеристика компрессора низкого давления

Немаловажной характеристикой математической модели является скорость проведения расчётов основных параметров двигателя. В созданной библиотеке ГТД удалось получить скорость расчёта параметров авиационного газотурбинного двухконтурного двигателя (аналога АИ-25) в полтора раза быстрее реального времени. Данные значения

получены на энергоэффективном процессоре с тепловыделением ниже 15 Вт (Intel i7-1260p).

3 Заключение

Созданная библиотека показывает принципиальную возможность создания математических моделей газотурбинных двигателей, в том числе турбовентиляторных и трёхвальных двигателей. Это позволяет говорить о возможности импортозамещения таких программных комплексов, как MATLAB/Simulink и Siemens AMESim, однако требует дальнейших работ по увеличению функционала библиотеки газотурбинных двигателей.

Список использованных источников

[1] А.В. Сальников, М.В. Гордин, Ю.Н. Шмотин, А.С. Никулин, П.В. Макаров, М.С. Французов. Цифровые двойники – платформа для управления жизненным циклом авиационных двигателей // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. №4. С. 60-72.

[2] Л.Н. Дружинин, Л.И. Швец, А.И, Ланшин. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при использовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ – М.: ЦИАМ., 1979. – № 832. 44 с.

[3] И.Н. Боровик, Д.А. Боровиков, А.В. Ионов, С.Е. Тезиков. Разработка и анализ характеристик двухконтурного малоразмерного воздушно-реактивного двигателя // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. ПА Соловьева. – 2019. – №. 3. – С. 15-23.

[4] В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, И.Н. Крупенич, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в CAE системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. №67, 13 с.

[5] В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, И.Н. Крупенич, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков. Формирование математической модели проектируемого ГТД различных типов и схем в CAE-системе АСТРА. – 2012. 24 с.

[6] Sung, Rayne. "A Comparative Study of the Gas Turbine Simulation Program (GSP) 11 and GasTurb 11 on Their Respective Simulations for a Single-Spool Turbojet." PhD diss., University of Tennessee, Knoxville, 2013. 74 p.

[7] И.М. Горюнов. Термогазодинамические расчеты ГТД и теплоэнергетических установок с использованием системы DVIGwT // Вестник УГАТУ. 2006. Т. 7, № 1 (14). С. 61–70.

[8] Б.М. Осипов, А.В. Титов, А.Р. Хамматов Математическое моделирование в энергетическом аудите агрегатов с газотурбинным приводом // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – 2008. – №. 3. – С. 14-16.

[9] Ю.Н. Шмотин, Н.В. Кикоть, Г.В. Кретинин, И.А. Лещенко, К.С. Федечкин. Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолёта с независимо управляемым третьим контуром // Насосы. Турбины. Системы. 2016. № 2, С. 40-48.

[10] В. С. Кузмичев, А.Я. Остапюк, А.Ю. Ткаченко, Е.П. Филинов. Сравнительный анализ автоматизированных систем проектирования газотурбинных двигателей. // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т.17, №6(3), 2015. С. 644-656.

[11] Г.В. Добрянский, Т.С. Мартьянова. Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.

ВСЕРЕЖИМНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТРДД КОММЕРЧЕСКОГО САМОЛЕТА

И.А. Лещенко, М.Н. Буров
ПАО «ОДК-Сатурн, г. Рыбинск

Создана поэлементная нелинейная математическая модель для термодинамических расчетов двухвального двухконтурного двигателя. Модель применима для расчета режимов прямой и реверсивной тяги при работающем двигателе, а также пусковых и авторотационных режимов. С помощью модели можно исследовать эксплуатационные показатели двигателя в статике и динамике. В режиме расчета переходных процессов модель обеспечивает реальный масштаб времени при частоте обращений 100 Гц. Модель адаптирована для передачи пользователям (заказчикам) для решения задач согласования параметров и характеристик двигателя в составе самолета, а также отработки алгоритмов управления двигателем.

ALL-MODES MATHEMATICAL MODEL OF TURBOFAN ENGINE FOR COMMERCIAL PLANE

I.A. Leshchenko, M.N. Burov
PSC «UEC-Saturn», Ryibinsk, Russia

Elements-based non-linear mathematical model was created for thermodynamic computations applying to two-shaft turbofan engine. Model is useful for simulation of both direct and reverse thrust modes for running engine, and also for start-up and windmill operating modes. Using the model one can research engine parameters in both static and transient statement. Model provides real-time simulation of engine transient behavior with the frequency of 100 Hz. The model is adapted for delivering it to different users (customers) for solving the tasks of matching engine and plane parameters, as well as development the algorithms of engine control.

1 Введение

Несмотря на бурное развитие трехмерных численных методов, поэлементные нелинейные математические модели (ММ), также называемые термодинамическими, занимают довольно большую нишу и остаются безальтернативным инструментом для решения широкого круга практических задач. Незаменимость таких моделей обусловлена их высоким быстродействием при приемлемом уровне точности. Работа поэлементной нелинейной ММ основана на численном решении системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), в которой независимые переменные описывают положения рабочих точек на характеристиках элементов, а правые части определяются алгоритмически исходя из физических условий совместной работы элементов двигателя.

В двигателестроительных ОКБ при закладке нового двигателя термодинамическая ММ появляется в первую очередь. Она используются для того, чтобы сформировать первичный термодинамический облик двигателя и выдать технические задания и граничные условия по элементам (компрессорам, турбинам, …). По мере накопления информации о характеристиках элементов термодинамическая ММ двигателя уточняется. Обновляются граничные условия для элементов, в свою очередь влияющие на их характеристики, и в результате за несколько итераций получается рабочая версия ММ, обеспечивающая проведение опытно-конструкторских работ (рис. 1).

Рис. 1. Термодинамическая ММ в двигателестроительном ОКБ

Термодинамическая ММ двигателя нужна не только в двигателестроительном ОКБ. В самолетостроительных ОКБ предпочтительным вариантом доступа к параметрам двигателя являются не альбомы высотно-скоростных характеристик от двигательного ОКБ, а ММ этого двигателя, позволяющая ответить на многие вопросы, не освещенные в альбомах. Кроме создания силы тяги для обеспечения движения самолета, от двигателя отбирается мощность для привода самолетных агрегатов, а также воздух на нужды ЛА. Уже на ранних

этапах проектирования самолета важно знать как параметры этих отборов, так и их влияние на тягу и расход топлива. Также нужны динамические характеристики двигателя для формирования требований к взлетно-посадочным системам, законов управления автопилота, а также написания нормативных требований в руководство по летной эксплуатации.

В последнее время термодинамические ММ находят широкое применение при отработке систем автоматического управления авиационными двигателями. В составе виртуального компьютерного стенда (рис. 2) ММ двигателя определяет расчетным путем, как изменяются во времени параметры двигателя при изменении внешних и управляющих воздействий. Очевидные преимущества поэлементной нелинейной ММ перед линеаризованными либо имитационными вариантами состоят в весьма аккуратном воспроизведении физических процессов при достаточном для задач реального времени быстродействии.

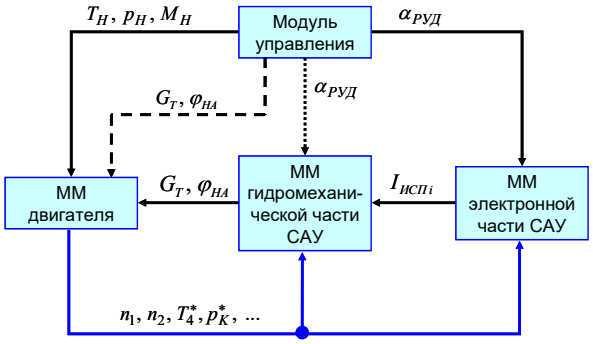


Рис. 2. Термодинамическая ММ в составе виртуального стенда САУ

Таким образом, поэлементные нелинейные ММ авиационных ГТД занимают важное место в научно-исследовательской и опытно-конструкторской работе, связанной с авиационными силовыми установками, поэтому вопросы совершенствования таких ММ являются актуальными. В настоящей статье представлены результаты большой работы по созданию всережимной термодинамической ММ ТРДД, предназначенной для использования в качестве рабочего инструмента как на предприятии-разработчике двигателя, так и в смежных организациях, в том числе у заказчика.

2. Единая термодинамическая математическая модель

Термодинамическая ММ двигателя для пассажирского самолета, разработка которого ведется в ПАО «ОДК-Сатурн», реализована на платформе программного комплекса (ПК) ThermoGTE [1]. Отличительной чертой указанного ПК является то, что полное описание всех настроек ММ хранится в одном файле специального формата. Эта особенность позволяет обеспечить технически простую процедуру передачи ММ двигателя от одного специалиста другому, состоящую в пересылке единственного файла. Обязательным условием является наличие у пользователя ММ установленной программы ThermoGTE. Особенностью передачи ММ двигателя пользователю является возможность ограничения доступа к характеристикам элементов и параметрам двигателя. Доступными являются только те параметры, которые необходимы пользователю ММ.

Идея использования единой термодинамической ММ состоит в том, что ММ, разработанная ответственным специалистом на двигателестроительном предприятии, в неизменном виде передается другим пользователям. Это могут быть как другие конструкторские отделы (КО) предприятия-разработчика двигателя, так и другие организации, связанные с разработкой, использованием или эксплуатацией создаваемого двигателя.

Режим использования ММ разными пользователями может существенно различаться. В этой связи важным условием пригодности единой ММ к использованию является ее всережимность, или, иными словами, способность вести расчет во всей области возможных режимов полета и работы двигателя. В данной работе акцент по части всережимности делался на возможность расчета в статической и динамической постановках пусковых и авторотационных режимов.

3. Расчет пусковых и авторотационных режимов

При наличии скоростного напора от набегающего потока в условиях отсутствия подачи топлива роторы двигателя авторотируют. Равновесное состояние элементов на режиме авторотации обеспечивается при таких режимах работы вентилятора и компрессора высокого давления (КВД), когда давление в них не повышается, а наоборот, понижается. Выполнить аккуратный термодинамический расчет такого режима необходимо с помощью решения СНАУ, в которой независимая переменная, отвечающая за рабочую точку вентилятора (и КВД), обеспечивает корректную обработку такого режима вентилятора. Традиционная форма представления характеристики компрессора с использованием в качестве одного из параметров его КПД не позволяет работать в области степени повышения давления π_K^*, меньших либо равных 1. При π_K^*=1 КПД заведомо равен 0, поэтому определение работы и мощности компрессора невозможно. Аналогично, для турбин при степени понижения давления, близкой к 1.0, использование традиционного адиабатного КПД затруднительно.

В работах [2, 3] предложен подход, где КПД компрессоров и турбин заменяются приведенным крутящим моментом, который, согласно [3], определяется выражениями:

$$_{крпрКомпр} = c_p \cdot (\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1) \cdot \frac{G_{Bпр}}{n_{пр}} \cdot 2751{,}63 \qquad (1)$$

$$_{крпрТурб} = c_p \cdot (1.0 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{k-1}{k}}}) \cdot \frac{G_Z}{\frac{n}{\sqrt{T_Г^*}}} \cdot 9{,}8666 \qquad (2)$$

Приведенный крутящий момент является критериальным параметром, т.к. однозначно определяется для каждой точки характеристики через традиционные параметры. Характеристики компрессоров и турбин в области пусковых и авторотационных режимов можно определять как расчетным путем [4, 5], так и с помощью экстраполяции результатов пересчета традиционных характеристик. Например, на рис. 3 показан фрагмент характеристики абстрактного компрессора, адаптированной для применения в составе поэлементных термодинамических моделей в областях π_K^* как больших, так и меньших 1.0.

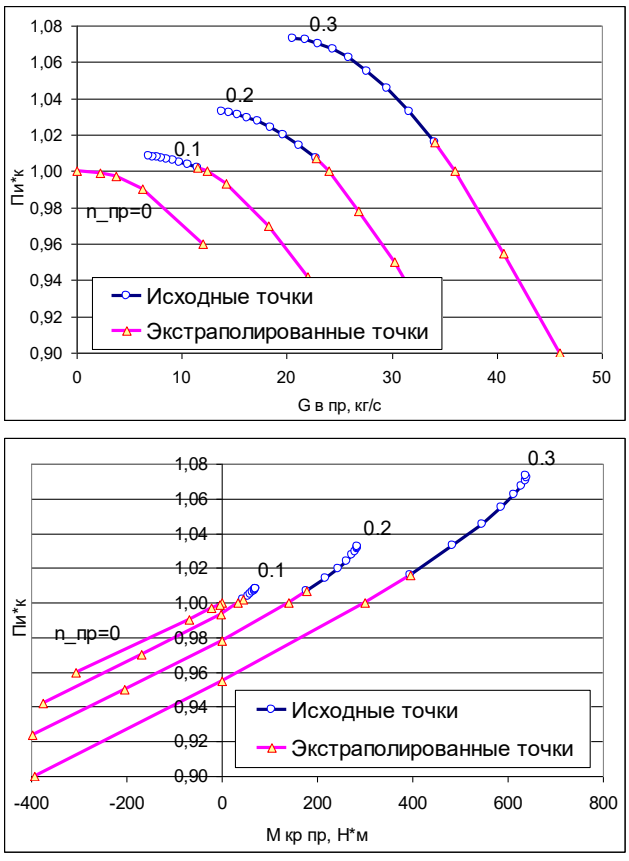


Рис. 3. Пример экстраполированной характеристики компрессора для пусковых режимов

На рис. 4 показаны зависимости частот вращения роторов и рабочие линии вентилятора и КВД на режиме авторотации в условиях полета у земли в МСА при разных отборах мощности от ротора ВД. Для нулевого отбора мощности ММ позволяет определить режим работы двигателя (или, другими словами, найти условия совместной работы его элементов) для любой скорости полета, вплоть до нулевой. При наличии отбора мощности область работоспособности ММ ограничивается слева по числу М полета по той причине, что не существует решения, при котором выполняются условия совместной работы при отборе заданной мощности от ротора ВД. Мощность, как известно, равна произведению крутящего момента на угловую скорость вращения. При определенном снижении числа М из-за снижения частоты вращения ротора ВД препятствующий вращению крутящий момент, обеспечивающий отбор мощности, возрастает настолько, что область существования решений СНАУ вырождается.

На рис. 5 представлен пример расчета динамики раскрутки ротора высокого давления ТРДД стартером при постоянной подводимой мощности. Ротор низкого давления (РНД) в начальный период времени раскручивается существенно медленнее, чем ротор высокого давления (РВД).

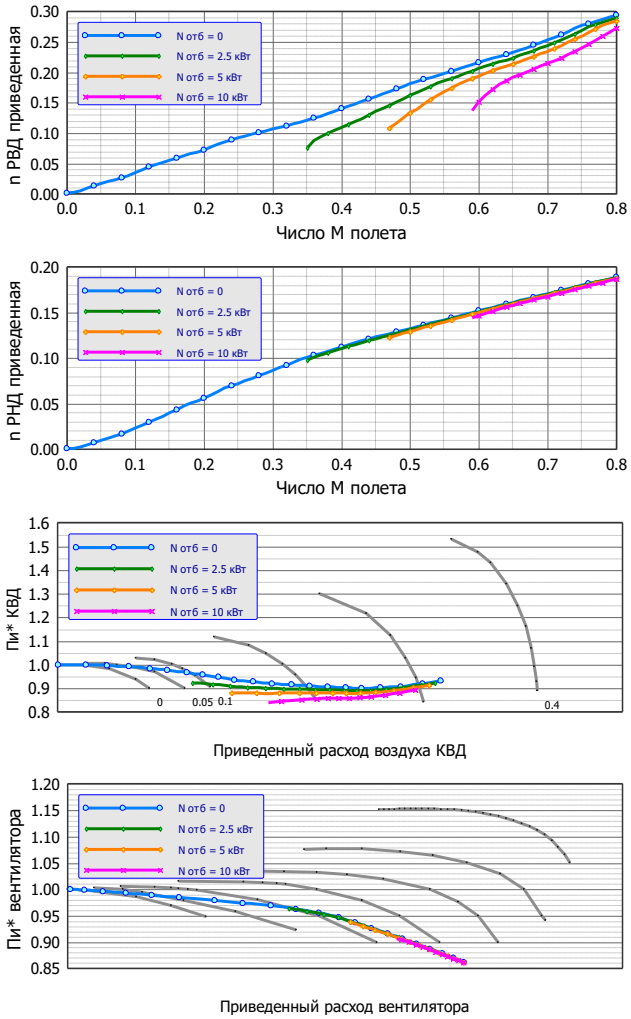


Рис. 4. Расчет скоростной характеристики на режиме авторотации с нулевым расходом топлива

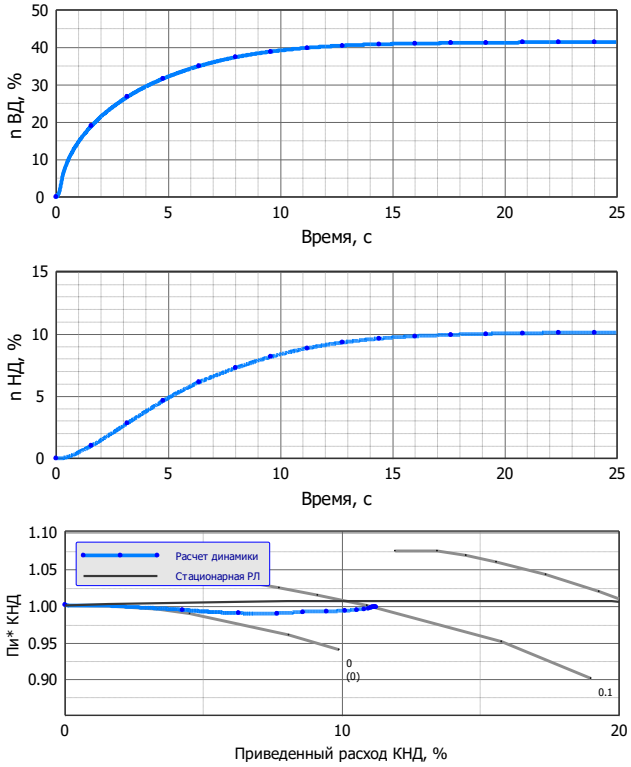


Рис. 5. Расчет динамики холодной прокрутки

В результате КВД создает разрежение за компрессором низкого давления (КНД), что приводит к уходу рабочей точки КНД заметно ниже стационарной рабочей линии, полученной, в свою очередь, путем расчета серии установившихся режимов при разных величинах мощности, подводимой к РВД.

4. Особенности использования ММ для расчета статических режимов пользователями

Интерфейс программы ThermoGTE достаточно гибок и удобен для решения большинства задач расчета установившихся режимов двигателя в интерактивном режиме. Однако в некоторых организациях традиционно используются ММ двигателя от предприятия-поставщика, реализованные в виде программы с DOS-интерфейсом, с вводом заданий на расчет и прочих настроек через текстовые файлы специального формата. По требованию такого заказчика была реализована схема работы программных модулей, где расчетное ядро программы ThermoGTE вызывалось не в виде исполняемого файла, а в виде API-функций динамически подключаемой библиотеки ThermoGTE.DLL, вызываемых, в свою очередь, специально разработанным приложением с DOS-интерфейсом, реализующим ввод и вывод в соответствии с требованиями заказчика. За счет такого способа обращения к ММ двигателя обеспечилось полное (с точностью до 7-й значащей цифры) совпадение результатов, полученных в программе в интерактивном режиме при выпуске альбома дроссельных и высотно-скоростных характеристик, и по передаваемой ММ, для одинаковых граничных условий.

5. Особенности передачи пользователю ММ для расчета переходных процессов

При использовании передаваемой ММ для расчета переходных процессов в составе виртуального стенда ММ двигателя должна вызываться в цикле с определенной частотой (для задач исследования приемистости-сброса газа рекомендуемая частота составляет 100 Гц). Передаваемая ММ двигателя реализована как динамически подключаемая библиотека (DLL), экспортирующая для внешнего использования функции прикладного программного интерфейса (API), необходимые для работы. Головной программный модуль однократно вызывает функции загрузки проекта и шаблона задания, и далее в цикле обращается к процедуре расчета шага интегрирования (Рис. 6). Входными параметрами для этой процедуры являются внешние условия (давление и температура воздуха, скорость полета) и управление (расход топлива, угол направляющих аппаратов, положения клапанов и т.д.), а на выходе в головной модуль возвращается массив параметров двигателя, полученный в результате численного интегрирования динамики роторов и тепловых потоков с решением системы уравнений балансов расходов в характерных сечениях проточной части двигателя.

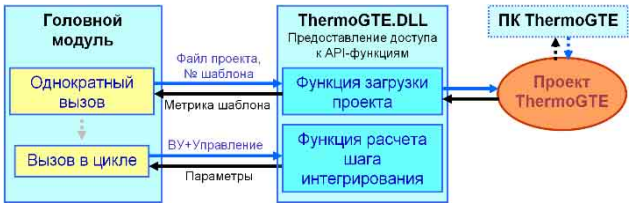


Рис. 6. Схема обращения к модели двигателя через процедуры DLL API.

6. Заключение

Подготовлено программно-методическое решение, обеспечивающее возможность расчета термодинамических параметров и характеристик ТРДД коммерческого самолета на всех режимах работы, возможных в эксплуатации, в статической и динамической постановках. Реализована возможность использования единой математической модели газотурбинного двигателя разными пользователями, в т.ч. работающими на смежных предприятиях. Быстродействие ММ в динамической постановке позволяет применять ее как модель реального масштаба времени в составе пилотажных стендов и комплексных тренажеров.

Список использованных источников

[1] Web-ресурс www.thermogte.ru, дата обращения 12.04.2025 г.

[2] Pavlos K Zachos. Gas Turbine Sub-idle Performance Modelling; Altitude Relight and Windmilling. Ph. D. Thesis. UK, Cranfield University School of Engineering, 2010.

[3] И.А. Лещенко, М.Ю. Вовк, М.Н. Буров. Метод расчета пусковых и авторотационных режи-мов в поэлементных нелинейных квазиодномерных математических моделях газотурбинных двига-телей. ISSN 1684-1301, Журнал «Полет», №7/2022 г, с. 36-44.

[4] Righi M., Ferrer-Vidal L.E., Allegretti A., Pachidis V. Low-order models for the calculation of compressor subidle characteristics// 24th Conference of the International Society of Air Breathing Engines (22-27 September 2019, Canberra, Australia). Paper No 24197.

[5] Рожкова М.В. Исследование рабочего процесса компрессора низкого давления на режиме ав-торотации. Вестник МАИ, 2023, т. 30, с. 91-98., DOI 10.34759/vst-2023-2-91-98.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТРДД МАЛОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ НА АВТОРОТАЦИОННЫХ РЕЖИМАХ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА THERMOGTE

М.Ю. Вовк[1], П.А. Гребеньков[1], И.С. Кизеев[1], И.А. Лещенко[2], М.А. Рожкова[3]
[1] ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», г. Москва
[2] ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск
[3] ФГБОУ ВО «МАИ (НИУ)», г. Москва

Представлены результаты разработки математической модели для расчета ТРДД малой степени двухконтурности на режимах авторотации с использованием ПК ThermoGTE. Показаны результаты параметрической идентификации прогнозной математической модели по результатам испытаний двигателя в ТБК. Обозначены особенности работы ТРДД малой степени двухконтурности на режимах авторотации.

AN ESTIMATION OF TURBOFAN ENGINE ON WINDMILLING MODES WITH USING PROGRAM COMPLEX THERMOGTE

M.Yu. Vovk[1], P.A. Grebenkov[1], I.S. Kizeev[1], I.A. Leshchenko[2], M.A. Rozhkova[3]
[1] Lulka Design Bureau, Moscow, Russia
[2] PSC “UEC-Saturn”, Ryibinsk, Russia
[3] Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

The results of turbofan engine mathematical model development in program complex ThermoGTE for calculations on windmilling modes are presented. The results of mathematical prognosis model parametric identification with altitude testbed engine results are demonstrated. The specific features of turbofan engine on windmilling are described.

В настоящее время продолжается совершенствование средств моделирования авиационных двигателей как в части конструкции, так и в сфере расчета его характеристик в различных условиях на различных режимах работы. Важной задачей остается определение характеристик двигателя на авторотационных режимах как для определения сопротивления, так и для оценки возможности запуска в полете.

В [1, 2] показан метод расчета пусковых и авторотационных режимов ТРДД, заключающийся в расширении закладываемых в математическую модель (ММ) двигателя характеристик лопаточных машин. Предложено использовать зависимости от приведенного крутящего момента ($M_{кр\ пр}$) в дополнение к общепринятым зависимостям от приведенного расхода ($G_{пр}$) или плотности тока ($q(\lambda)$). Этот функционал доступен в актуальной версии ПК ThermoGTE [3].

По результатам предварительных исследований были внесены изменения в ММ базового двигателя, основными из которых являются:

1) дополнена характеристика КНД и КВД по приведенному крутящему моменту;

2) дополнена характеристика ТВД и ТНД по приведенному крутящему моменту;

3) диапазон приведенных скоростей (λ) для моделирования всех элементов в схеме двигателя, связанных с потерями полного давления, расширен вплоть до λ=0.

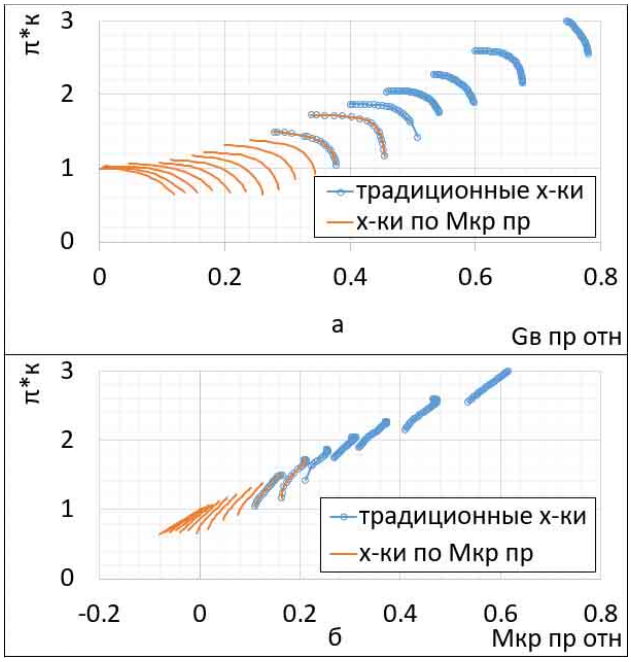


Рис. 1. Представление характеристик компрессора

Для обеспечения плавности и неразрывности расчета используется область параллельного расчета

по обеим характеристикам (общепринятой и дополнительной, пример представлен на рис. 1), а результат в этой области определяется как среднее значение между результатами вычислений по обоим вариантам. Диапазон параллельного расчета как по компрессорам, так и по турбинам, задается пользователем.

В ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО» выполнены расчеты авторотационных и пусковых режимов ТРДД с малой степенью двухконтурности. Была подтверждена возможность расчета характеристик двигателя во всем диапазоне режимов работы от авторотации и запуска до максимальных.

Дополненная описанными выше изменениями ММ была использована для обработки результатов испытаний двигателя в ТБК ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», где проведены испытания с отработкой высотных запусков, для чего сняты в том числе и авторотационные режимы (с различными углами ВНА и НА).

По результатам испытаний выполнена идентификация ММ (см. рис. 2), уточнены прогнозные характеристики узлов, сформулированы основные особенности работы ТРДД с малой степенью двухконтурности на режимах авторотации. Выявлено, что для предварительной обработки испытаний удобно пользоваться поправками на крутящие моменты, подводимые извне, в дальнейшем используемые для уточнения характеристик лопаточных машин.

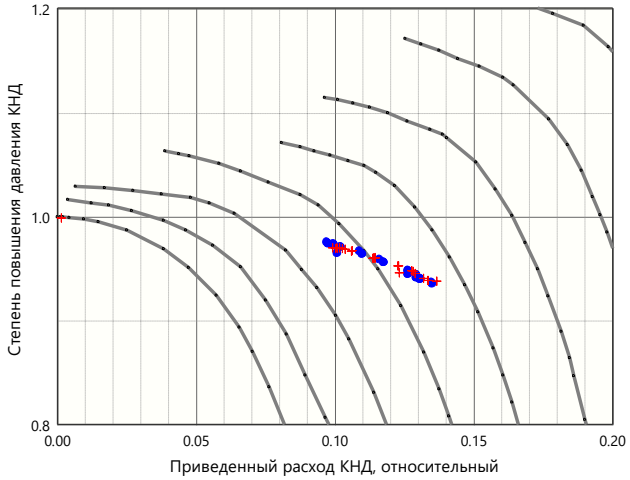


Рис. 2. Результаты идентификации ММ на режимах авторотации

Одна из выявленных особенностей натурных испытаний – общепринятая методика определения расходов воздуха по контурам (через рабочую линию на характеристике КВД и параметры на смесителе) в таких условиях может быть некорректна, необходимо усиливать влияние переходного канала, закрутки потока и сопротивлений по каналу второго контура и по тракту газогенератора. Также следует выполнять расчеты характеристик лопаточных машин с учетом отклонения потока воздуха на входе в каскад от осевого направления.

Кроме этого, уточнены требования к проведению специальных испытаний рассматриваемого класса двигателей на авторотацию от диапазонов измерения рабочих параметров до регламента испытаний.

Разработан и апробирован метод расчета характеристик ГТД малой степени двухконтурности на режимах авторотации, по результатам испытаний двигателя в ТБК определены особенности работы ГТД малой степени двухконтурности на авторотационных режимах.

Список использованных источников

[1] Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод расчета пусковых и авторотационных режимов в поэлементных нелинейных квазиодномерных математических моделях газотурбинных двигателей // Полет: Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 7. С. 36–44.

[2] Лещенко И.А., Вовк М.Ю., Буров М.Н. Метод расчета пусковых и авторотационных режимов газотурбинных двигателей с помощью поэлементных нелинейных математических моделей // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 142-155. DOI: 10.34759/vst-2023-1-142-155.

[3] Web-ресурс www.thermogte.ru, дата обращения 26.05.2025 г.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ДВУХКОНТУРНЫХ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМАХ АВТОРОТАЦИИ

А.Б. Агульник, А.А. Горбунов, М.В. Рожкова
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) МАИ

В докладе рассмотрены основные проблемы расчета авторотационных режимов работы газотурбинных двигателей. Представлена методика, позволяющая выполнять моделирование газотурбинных двигателей сложных схем на режимах авторотации. Продемонстрирована работоспособность методики на примере турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой со смешением потоков.

METHOD FOR ESTIMATING OF PARAMETERS OF TURBOFAN ENGINE AT THE WINDMILL MODES

A.B. Agulnik, A.A. Gorbunov, M.V. Rozhkova
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

The main problems of calculating the windmill modes of operation of gas turbine engines is considered. A method for simulating gas turbine engines of complex designs at the windmill modes is presented. Work of the method is demonstrated by afterburning turbofan engine with mixed flows.

В настоящее время одним из важнейших сертификационных требований, предъявляемых к беспилотным летательным аппаратам, является обеспечение возможности осуществления вынужденной посадки ЛА при сохранении необходимого уровня управляемости и маневренности в случае погасания камеры сгорания ГТД в полете и невозможности осуществления высотного запуска в связи с неисправностью двигателя, достижением предельно малой частоты вращения ротора(-ов) и др. [1].

Обеспечение управляемого снижения и посадки ЛА при отсутствии подачи топлива в КС возможно при работе ГТД на установившихся режимах авторотации. При этом, чтобы не допустить блокировку ротора двигателя в полете, величина отбора мощности на привод выносной коробки агрегатов в момент изменения положения механизации ЛА, не должна превышать величину мощности, вырабатываемой на валу двигателя для заданных значений высот и скоростей полета. Таким образом, возможность выполнения предварительной оценки параметров двигателя на режимах авторотации перед проведением сертификационных испытаний ЛА является крайне важной и актуальной задачей.

Основными проблемами расчета режимов авторотации, а также запуска двигателя на земле и повторного запуска в полете являются:

- отсутствие характеристик элементов двигателя на режимах авторотации, особенно лопаточных машин, работа которых осуществляется на очень низких частотах вращения;
- отсутствие математических моделей ГТД, позволяющих осуществлять расчет режимов авторотации.

В работе представлена методика оценки параметров турбореактивных двухконтурных двигателей на режимах авторотации, основанная на использовании методов трехмерного и квазиодномерного моделирования и позволяющая определять характеристики лопаточных машин ГТД на очень низких частотах вращения, а также выполнять расчет характеристик ГТД типа ТРД, ТРДДсм, ТРДДФсм на режимах авторотации. Работоспособность предлагаемой методики демонстрируется на примере ГТД типа ТРДДФсм, для которого представлены результаты расчетов на режимах авторотации для заданных значений высот и скоростей полета.

Список использованных источников

[1] Приказ Росавиации от 16.12.2022 N 922-П «Об утверждении Норм летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном самолетного типа с максимальной взлетной массой до 5400 кг НЛГ БАС-СТ».

ОСОБЕННОСТИ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ УЗЛОВ ТУРБОКОМПРЕССОРНОЙ ГРУППЫ В МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТРДД

Ю.А. Эзрохи, С.М. Каленский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Предложен новый подход к формированию характеристик компрессора, который позволяет сделать их представление в виде напорных веток с более монотонным протеканием параметров. Показано, что возможная погрешность в определении пропускной способности «горла» СА может значительно повлиять на результаты оценки теплового состояния элементов «горячей» части двигателя, а также расхода рабочего тела через газогенератор. Продемонстрировано, что значение КПД ступени турбины в варианте, посчитанному «по горлу», может быть завышено по сравнению со значением КПД, используемом «двигателистами», что может привести к заметной ошибке в определении тягово-экономических параметров двигателя.

FEATURES OF TURBOCOMPRESSOR UNITS REPRESENTATION IN TURBOFAN MATHEMATICAL MODELLING

Yu.A. Ezrokhi, S.M. Kalenskii
CIAM, Moscow, Russia

The new approach to the compressor characteristics formation which allows to make characteristic lines in the form of the smooth monotonous relation lines close to straight lines is offered. In comparison with difficult curves for classical representation of the compressor characteristic these dependences lines to approximate and-or extrapolate at their use in engine mathematical modelling much easier. It is shown that the possible error in definition of turbine throat full-capacity can affect considerably results of an thermal condition estimation of the engine "hot" part and also gas-generator flow. It is shown that value of the turbine efficiency in a variant, counted «on a throat», can be overestimated in comparison with value of the efficiency, used by «engineer». It can cause appreciable error in definition of the engine thrust and economic parameters.

1 Введение

Необходимым условием успешного решения задач проектирования и доводки авиационного турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) является применение методов математического моделирования на различных этапах жизненного цикла ТРДД.

Для решения этих задач в наибольшей степени подходят математические модели двигателя (ММД) первого уровня моделирования [1], при котором составные узлы и элементы двигателя представляются в виде своих интегральных характеристик («черных ящиков») без детального описания процессов, происходящих в проточной части узлов.

В настоящей работе рассмотрены особенности моделирования основных узлов в составе ММД. В частности, представление в более удобном виде характеристик компрессора [2], оценка параметров газа в критическом сечении соплового аппарата турбины высокого давления (ТВД) [3] и учет формы задания коэффициента полезного действия турбины при определении параметров ГТД [4].

2 Методика представления характеристик компрессора

Для использования в математической модели двигателя (ММД) характеристика компрессора в виде $\pi^*_к=f(G_{пр_вх}, n_{пр})$ и $\eta^*_к=\varphi(G_{пр_вх}, n_{пр})$ на практике задается либо в аппроксимированном виде, либо в табличной форме [1, 2].

Однако в рассмотренных методах задания в ММД характеристик компрессора в классическом виде имеются ряд особенностей, которые связаны в первую очередь с формой напорных веток $\pi^*_к = f(G_{пр_вх}, n_{пр})$, имеющих вертикальные и горизонтальные участки, а также с немонотонностью веток кпд $\eta^*_к = \varphi(G_{пр_вх}, n_{пр})$, имеющих участки возрастания и убывания.

В связи с вышеизложенным предлагается формировать характеристики компрессора в ММД в следующем виде (рис. 1 и 2) – $\pi^*_к = f(G_{пр_вых}, n_{пр})$, $\Delta T^*_{к_отн} = \varphi(G_{пр_вых}, n_{пр})$.

Здесь $G_{пр_вых}$ – расход воздуха, входящего в компрессор, приведенный по параметрам на выходе из компрессора:

$$G_{\text{пр_вых}} = G_{\text{пр_вх}} \sqrt{\frac{T^*_{\text{вых}}}{T^*_{\text{вх}}}} \frac{p^*_{\text{вх}}}{p^*_{\text{вых}}}, \quad (1)$$

$\Delta T^*_{\text{к_отн}}$ - относительное повышение полной температуры воздуха в компрессоре:

$$\Delta T^*_{\text{к_отн}} = (T^*_{\text{вых}} - T^*_{\text{вх}}) / T^*_{\text{вх}}, \quad (2)$$

где давление p_0 и температура T_0 – соответствуют стандартным атмосферным условиям (p_0= 101325 Па, T_0= 288,15К).

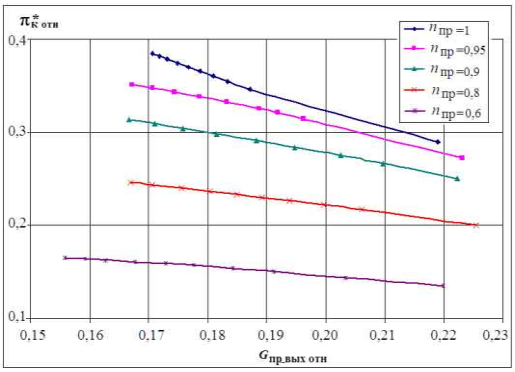


Рис. 1. Пример характеристики компрессора $\pi^*_{\text{к}}$=f($G_{\text{пр_вых}}$, $n_{\text{пр}}$)

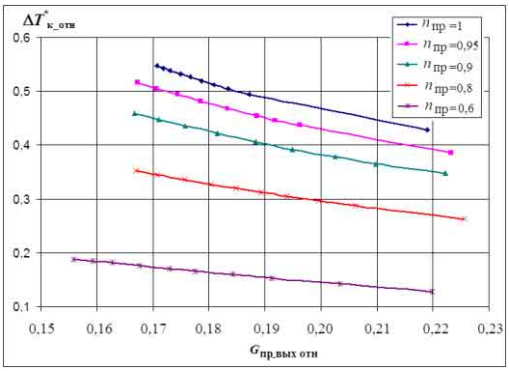


Рис. 2. Пример характеристики компрессора $\Delta T^*_{\text{к_отн}}$=φ($G_{\text{пр_вых}}$, $n_{\text{пр}}$)

Как видно из рис. 1 и 2, напорные ветки $\pi^*_{\text{к}}$=f($G_{\text{пр_вых}}$) и линии $\Delta T^*_{\text{к_отн}}$ =φ($G_{\text{пр_вых}}$, $n_{\text{пр}}$) при $n_{\text{пр}}$=const для характеристики компрессора в предлагаемой форме [2] представляют собой гладкие монотонные зависимости, близкие по протеканию к прямым линиям.

3 Моделирование пропускной способности СА ТВД

Одной из ключевых характеристик турбины является ее пропускная способность, в основном, определяемая площадью критического сечения ее соплового аппарата $F_{\text{гСА}}$. Неточное задание этого параметра может привести к значительным ошибкам в определении не только расхода рабочего тела, проходящего через турбину $G_{\text{гСА}}$, но и прежде всего его температуры $T^*_{\text{г}}$ [3].

Как известно, значение $T^*_{\text{г}}$ при анализе результатов испытаний двигателя определяется из совместного решения системы двух уравнений:

– уравнения расхода через критическое сечение СА (в допущении о его «запирании» q(λ)=1)

$$G_{\text{гСА}} = m_{\text{кр}}(k) \times \frac{p^*_{\text{к}} \times \sigma_{\text{кс}} \times F_{\text{гСА}}}{\sqrt{R_{\text{г}} \times T^*_{\text{г}}}}, \quad (3)$$

– уравнения теплового баланса в камере сгорания (КС)

$$(G_{\text{гСА}} - G_{\text{т}}) \cdot i_{\text{к}}(T^*_{\text{к}}) + Hu \cdot \eta_{\text{г}} \cdot G_{\text{т}} = G_{\text{гСА}} \cdot i_{\text{г}}(T^*_{\text{г}}), \quad (4)$$

где: $p^*_{\text{к}}$ и $T^*_{\text{к}}$ – полное давление и температура за КВД;

$\sigma_{\text{кс}}$ – коэффициент полного давления в КС;

$m_{\text{кр}}$(k) – коэффициент, зависящий от показателя адиабаты k;

$R_{\text{г}}$ – газовая постоянная;

$i_{\text{к}}(T^*_{\text{к}})$ – энтальпия воздуха в сечении перед КС;

$G_{\text{т}}$ – расход топлива в камере сгорания;

Hu и $\eta_{\text{г}}$ – низшая теплотворная способность топлива и полнота его сгорания в КС.

Как показано в [3], погрешность определения площади критического сечения $F_{\text{гСА}}$ или однозначно с ним связанной пропускной способности соплового аппарата является наиболее вероятным фактором, влияющим на точность нахождения величины расхода $G_{\text{гСА}}$ и температуры газа $T^*_{\text{г}}$ в «горле» СА ТВД. Их значения при «запертом» критическом сечении $q(\lambda_{\text{гСА}}, k)$=1 определяются как:

$$\frac{G_{\text{гСА}} \times \sqrt{T^*_{\text{г}}}}{p^*_{\text{к}} \times \sigma_{\text{кс}}} = m_{\text{кр}}(k) \times \frac{1}{\sqrt{R_{\text{г}}}} \times F_{\text{гСА}}, \quad (4)$$

Результаты такой оценки, проведенной для двухконтурного двухвального двигателя с уровнем параметров, соответствующим 4 поколению, показывают, что коэффициент влияния неточности определения площади «горла» СА ТВД на температуру газа перед турбиной составляет ~0,7, а на расходы $G_{\text{вхГТ}}$ и $G_{\text{гСА}}$ - вдвое больше ~1,4.

Из этого следует, что ошибка $\delta F_{\text{гСА}}$ в 1,5…2%, которая для выполненного двигателя вполне может соответствовать точности определения этого параметра при его измерении в «холодном» состоянии и изменение площади критического сечения СА в «горячем» состоянии $\delta F_{\text{гСА}}$ ~ 2%, в совокупности могут привести к неточности $\delta T^*_{\text{г}}$ =2,5%, а также расходов $G_{\text{вхГТ}}$ и $G_{\text{гСА}}$ до 5…5,5%.

Что касается влияния неточности определения давления и коэффициента потерь в камере сгорания, то, как показано в [3], их влияние аналогично влиянию площади $\delta F_{\text{гСА}}$.

Влияние погрешности в определении значения температуры воздуха за КВД $\delta T^*_к$ более слабое: коэффициент влияния на погрешность определения температуры газа $\delta T^*_г$ составляет ~ 0,5, а на погрешность определения расходов $\delta G_{вхГГ}$ и $\delta G_{гСА}$ ~ 0,25. Это обстоятельство в совокупности с достаточно высокой точностью определения $T^*_к$ при испытаниях говорит о том, что погрешность определения $\delta T^*_г$, $\delta G_{вхГГ}$ и $\delta G_{гСА}$ в этом случае несущественна.

4 Учет формы задания коэффициента полезного действия турбины

Под коэффициентом полезного действия турбины [4] в различных публикациях часто понимаются несколько различающиеся между собой величины от так называемого «первичного» КПД, учитывающего потери при обтекании профилей лопаток соплового аппарата и рабочего колеса турбины, до «эффективного» КПД, учитывающего, в том числе, и затраты мощности на сжатие и подвод охлаждающего горячие элементы турбины воздуха. Это обстоятельство может привести к определенной неоднозначности в задании этого показателя эффективности одного из основных узлов газотурбинного двигателя при расчете его параметров и характеристик.

Установление четкой и однозначной связи между различными вариантами КПД турбины, а также определение параметров, в наибольшей степени влияющих на соотношение между этими величинами, является достаточно актуальной задачей, которая может позволить избежать значительных погрешностей при моделировании рабочего процесса в авиационных ГТД.

Как известно, по своему физическому смыслу коэффициент полезного действия $\eta^*_т$ отражает отличие реального процесса в проточной части ступени турбины от адиабатического, проходящего без потерь тепла в процессе расширения, то есть рассматривается отношение мощности, создаваемой ступенью турбины, к адиабатической мощности $\eta^*_т = N_{ст}/N_{т_ад}$. При этом для обоих рассматриваемых процессов (реального и адиабатического) одинаковыми принимаются как начальное состояние рабочего тела, так и степень понижения полного давления в ступени турбины.

В работе [4] более подробно показано, что при отдельном рассмотрении турбины (при ее проектировании, испытании, доводке и т.д.) обычно пользуются т.н. «первичным» кпд (в котором в качестве адиабатической мощности $N_{т_ад}$ принимается сумма определенных по заторможенным параметрам изоэнтропических (адиабатических) работ потока газа, поступающего в СА, и охлаждающего воздуха, выпускаемого через перфорацию на входной части (до критического сечения) СА ($\eta^*_{т_г}$ - «КПД по горлу»).

Другой способ определения коэффициента полезного действия чаще используется при расчете параметров и характеристик газотурбинного двигателя, который физически более понятен и отражает влияние газодинамических и термодинамических потерь в ступени турбины, в частности в ее рабочем колесе. Это способ рассматривает в качестве характерных сечение на выходе из соплового аппарата (после подмешивании к рабочему телу охлаждающего СА воздуха) и сечение на выходе из рабочего колеса (до подмешивания к газу охлаждающего РК воздуха), а в качестве рабочего тела - смесь газа с охлаждающим СА воздухом [1] («кпд по зазору» $\eta^*_{т\ заз}$).

В связи с неизменностью расхода газа в процессе расширения при оценке значения КПД можно заменить соотношение мощностей ступени (фактической и адиабатической) соотношением соответствующих изменений энтальпии:

$$\eta^*_{т_заз} = (i^*_{СА} - i^*_{вых}) / (i^*_{СА} - i^*_{ад_вых}) \qquad (5)$$

Таким образом, основным отличием рассмотренного варианта коэффициента полезного действия турбины, определяемого по параметрам газа в зазоре между СА и РК (далее - «кпд по зазору» $\eta^*_{т_заз}$), от «кпд по горлу» $\eta^*_{т_г}$ является то обстоятельство, что его значение «отслеживает» только потери при расширении газа в РК ступени турбины и не зависит от расхода и энтальпии охлаждающего СА воздуха.

Как следует из анализа представленных в [4] результатов, наибольшее влияние на величину $\delta\eta^*_т$ оказывает относительный расход охлаждающего воздуха $\delta G_{охл}$. Его коэффициент влияния близок к 0,8…0,85.

Что касается влияния температуры газа перед турбиной, то при постоянной температуре охлаждающего воздуха $T^*_{охл}$=idem увеличение $T^*_г$ хотя и приводит к росту величины $\delta\eta^*_т$, но значительно в меньшей степени. Так, при увеличении $T^*_г$ на 100К относительная разница кпд $\delta\eta^*_т$ увеличивается не более, чем на 0,15…0,2%.

Значение КПД ступени турбины в варианте, используемом разработчиками турбины («КПД по горлу»), может быть заметно «завышено» по сравнению со значением КПД той же турбины в варианте, используемом «двигателистами» при расчете ГТД («КПД по зазору»). Разница в значениях КПД может достигать для параметров ГТД 4 и 4+ поколения до 1,5%, а для ГТД с перспективным уровнем параметров - более 2%.

Такая «неточность» в задании КПД турбины, например, для турбореактивного двигателя 4 и 4+

поколения может привести к ошибке в определении его тягово-экономических параметров до 3…4% и выше.

5 Заключение

Таким образом, предложен подход к формированию характеристик компрессора с учетом параметров рабочего тела на выходе из компрессора, который позволяет сделать их представление в виде напорных веток с более монотонным протеканием (близким к линейной функции).

Показано, что некорректный учет погрешности измерения площади критического сечения соплового аппарата турбины является наиболее существенным фактором, влияющим на полную температуру и расход газа в критическом сечении СА ТВД.

Так же, показано, что значение КПД ступени турбины в варианте, используемом разработчиками турбины («КПД по горлу»), может быть заметно «завышено» по сравнению со значением КПД, используемом «двигателистами» при расчете ГТД («КПД по зазору»), что может привести к заметной ошибке в определении его тягово-экономических параметров.

Список использованных источников

[1] Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов. Машиностроение: энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.

[2] Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Метод представления характеристик компрессора в математической модели авиационного ГТД // Труды МАИ. 2024. № 136.

[3] Эзрохи Ю.А., Гусманова А.А. Особенности оценки параметров газа в критическом сечении соплового аппарата турбины при расчете газотурбинного двигателя. // Вестник УГАТУ. 2022. Т.26. № 2 (96). Стр. 105-114.

[4] Эзрохи Ю.А., Гусманова А.А. Об учете коэффициента полезного действия турбины при определении параметров авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т.29. № 2. Стр. 77-87.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НА БАЗЕ ПРОГРАММЫ THERMOGTE ДЛЯ РАСЧЕТА ДИНАМИКИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ПРИ ПОДКЛЮЧЕНИИ К ЕГО РОТОРУ ВНЕШНЕЙ НАГРУЗКИ

М.Ю. Вовк[1], П.А. Гребеньков[1], И.С. Кизеев[1], И.А. Лещенко[2]
[1] ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», г. Москва
[2] ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск

Представлены результаты использования ПК ThermoGTE для разработки динамической математической модели газогенератора авиационного двигателя с целью расчета переходных процессов при подключении нагрузки к ротору. Показана возможность проведения расчетной оценки переходного процесса в двигателе с применением модели ПИД – регулятора в интерактивном режиме. Обозначены принципы интеграции одномерной математической модели ГТД и модели ПИД - регулятора.

DEVELOPMENT OF MATHEMATICAL MODEL BASED ON THERMOGTE PROGRAM FOR ENGINE CORE TRANSIENT DYNAMICS COMPUTATION WHEN CONNECTING EXTERNAL LOAD TO ITS ROTOR

M.Yu. Vovk[1], P.A. Grebenkov[1], I.S. Kizeev[1], I.A. Leshchenko[2]
[1] Lyulka Design Bureau, Moscow, Russia
[2] PSC “UEC-Saturn”, Ryibinsk, Russia

The results are presented for ThermoGTE program usage for dynamic mathematical model development applied to aircraft engine core in order to calcule transient processes when a load is connected to the rotor. The possibility is shown to perform the simulation of engine transient process using a model of PID controller. The principles of forming the model of PID controller linked to GTE one-dimensional mathematical model are outlined.

Математическое моделирование рабочего процесса авиационных ГТД играет ключевую роль при создании новых образцов изделий и доводке существующих. Термодинамические математические модели (ММ) играют при этом важную роль и находят широкое применение, т.к. позволяют проводить расчеты параметров ГТД с высокой точностью при весьма умеренных временных затратах.

Обычно на этапе концептуального и эскизного проектирования нового образца ГТД применение термодинамических расчетов ограничивается областью установившихся режимов работы двигателя. Традиционно сложившийся подход предполагает, что вначале формируется облик двигателя и выполняется детальная проработка его тягово-экономических характеристик, и только после этого прорабатываются вопросы управления, в том числе на переходных режимах. Как правило, работы по указанным направлениям ведутся в разных подразделениях, и отработка динамики и управления выполняется без возможности существенно изменить параметры термодинамического облика двигателя.

При исследовании перспективных схем двигателей, у которых значительная часть механической мощности как для собственных потребностей, так и для нужд летательного аппарата, передается с помощью электрических устройств (генераторов и двигателей), выбор параметров рабочего процесса, особенно в части, касающейся показателей мощности электрических компонент, не может выполняться без оглядки на работоспособность всей системы при мгновенных включениях либо отключениях электрической нагрузки. Например, при расположении источника электроэнергии на валу газогенератора (ГГ) мгновенное отключение потребления от него может привести к некоторой раскрутке ротора ГГ. Если расчетная мощность электрогенератора соразмерна с мощностью, потребляемой компрессором, этот эффект будет выражен очень сильно и может привести к выходу на ограничения, связанные, прежде всего, с газодинамической устойчивостью компрессора. Поэтому уже на ранних этапах проектирования нужно прорабатывать вопросы совместной работы всех компонент изделия – газотурбинных и электрических, как на установившихся режимах работы, так и на переходных, чтобы в конечном счете получить обоснованные величины запасов по температуре, газодинамической устойчивости компрессоров и быстродействию систем автоматического управления (САУ) [1, 2]. В этой связи возникает необходимость моделирования силами расчетных подразделений не только, собственно, переходных процессов в двигателе при ступенчатых изменениях электрической нагрузки

и расхода топлива, но и элементов САУ, обеспечивающих замкнутый контур управления расходом топлива под поддержание заданного значения управляемого параметра, не прибегая к помощи специализированного отдела. При этом есть сложность привлечения профильных специалистов по САУ для решения вышеуказанных задач, связанная с отсутствием на ранних этапах разработки адекватных моделей двигателя как объекта управления.

В данной работе представлен пример построения математической модели системы «ГГ+САУ» для исследования ступенчатых включений и сбросов электрической нагрузки на электрогенераторе, входящего в состав перспективного газогенератора. Целью управления расходом топлива на текущем этапе работ является поддержание постоянного значения частоты вращения ротора ГГ за счет изменения расхода топлива в камере сгорания.

Программный комплекс ThermoGTE [1], в котором реализована термодинамическая ММ перспективного ГГ, позволяет выполнять расчет переходных процессов с использованием разных способов задания временных законов управления топливом и другими управляющими и внешними параметрами. В интерактивном режиме работы программы основным способом является использование циклограмм в виде одномерных табличных зависимостей от модельного времени, по которым в ходе выполнения расчета выполняется линейная интерполяция. Например, с помощью такой циклограммы задается временной закон изменения нагрузки на генераторе (см. рис. 1).

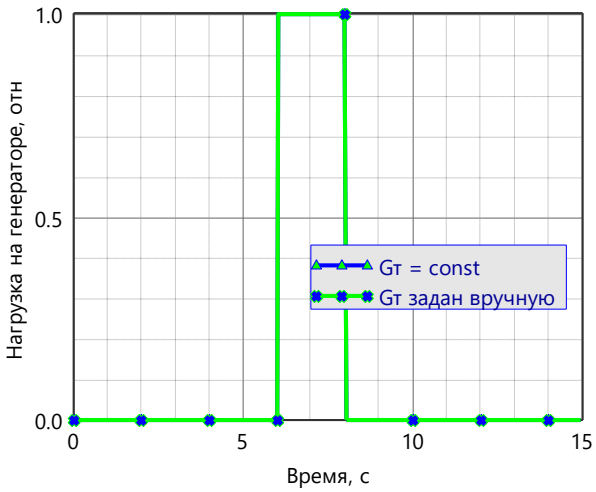


Рис. 1. Зависимость подключаемой нагрузки от времени

Для единичных расчетных оценок изменения параметров ГГ при подключении или сбросе нагрузки циклограмму расхода топлива можно подобрать «вручную» с достаточно высокой точностью поддержания управляемого параметра, введя при этом учёт быстродействия исполнительных механизмов САУ путем ограничения скорости изменения расхода топлива (см. рис. 2 и 3). Однако применение такого подхода для большого количества оценочных расчетов при сильно отличающихся начальных и граничных условиях может привести к неоправданно большим затратам времени на проведение «ручного» подбора. Нужна автоматизация расчетов за счет внедрения в состав ММ ГГ алгоритмов, которые определяли бы расход топлива в каждый момент времени при изменении нагрузки на генераторе без участия инженера-исследователя.

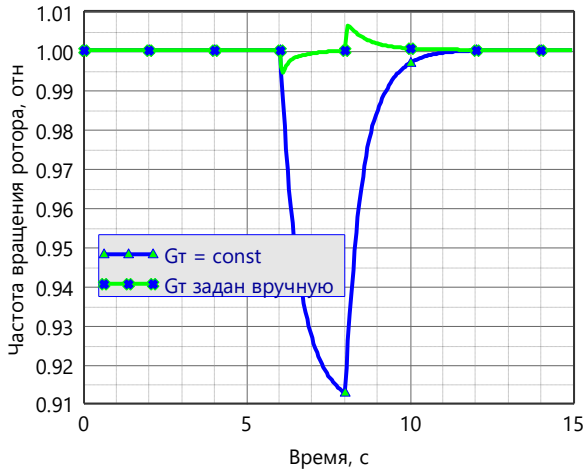


Рис. 2. Протекание частоты вращения по времени

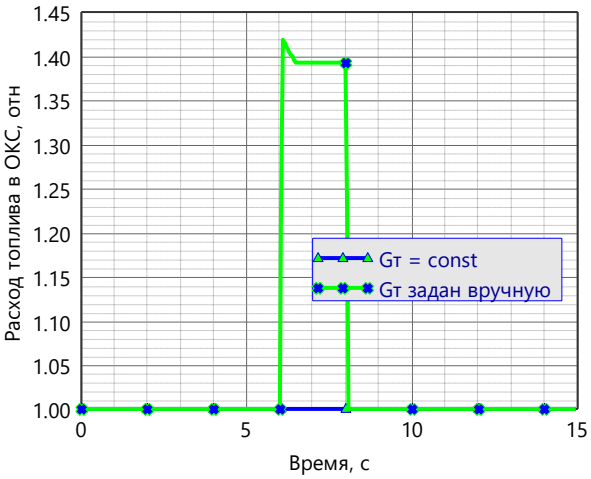


Рис. 3. Протекание расхода топлива по времени

В текущей версии ПК ThermoGTE нет функционала, позволяющего в интерактивном режиме определять расход топлива в соответствии с логикой работы замкнутого контура САУ, реализующего, например, пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) закон управления. Однако имеется возможность реализовать разомкнутый контур, например, для управления углом установки направляющего аппарата компрессора. Функционал такого контура сводится к движению управляемого параметра в сторону заданного его значения с заданной скоростью (см. рис. 4). Собственно заданное значение расхода топлива может определяться ссылкой на так называемый синтетический параметр

(СП), который может, в свою очередь, определяться по достаточно сложному алгоритму.

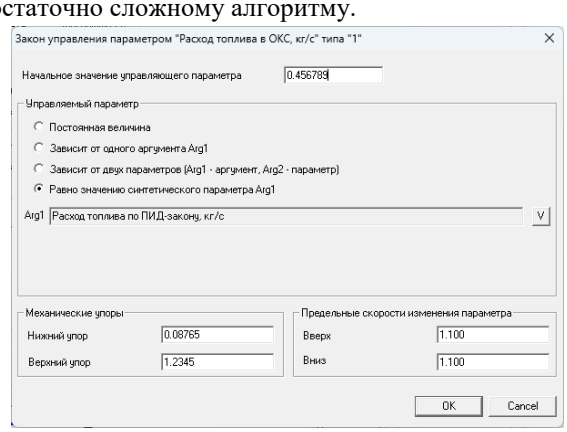


Рис. 4. Интерфейс для определения закона изменения расхода топлива

Идея построения ММ системы «ГГ+САУ» сводится к тому, чтобы при расчете переходного процесса в каждый момент времени определять значение расхода топлива в соответствии с логикой замкнутого контура, реализующего ПИД-закон управления, при этом скорость изменения расхода топлива в настройках, показанных на рис: 4, ограничить достаточно большими значениями, чтобы они не вносили помехи в логику работы модели САУ.

Для определения заданной величины расхода топлива в проект математической модели в среде ПК ThermoGTE вводятся следующие синтетические и динамические параметры (ДП):

- СП невязка по управляемому параметру – частоте вращения ротора $\Delta n = n_{зад} - n$;

- ДП интеграл невязки по управляемому параметру $\int_t \Delta n \cdot dt$ с нулевым начальным значением;

- ДП производная невязки по управляемому параметру $\frac{d(\Delta n)}{dt}$;

- СП пропорциональная составляющая расхода топлива $G_{ТоплП} = K_П \cdot \Delta n$, где $K_П$ - постоянный коэффициент, который подбирался под обеспечение требуемого качества управления;

- СП интегральная составляющая расхода топлива $G_{ТоплИ} = K_И \cdot \int_t \Delta n \cdot dt$, где $K_И$ - постоянный коэффициент, который подбирался под обеспечение требуемого качества управления;

- СП дифференциальная составляющая расхода топлива $G_{ТоплД} = K_Д \cdot \frac{d(\Delta n)}{dt}$, где $K_Д$ - постоянный коэффициент, который подбирается под обеспечение требуемого качества управления;

- СП расход топлива по ПИД закону $G_{ТоплПИД} = G_{Топл0} + G_{ТоплП} + G_{ТоплИ} + G_{ТоплД}$.

Последний в списке СП используется при расчетах переходных процессов как заданная величина расхода топлива, к которой с достаточно большой скоростью изменения во времени стремился фактический расход топлива. Коэффициенты в синтетических и динамических параметрах ММ, определяющие параметры ПИД-регулятора, подбирались в ходе выполнения многочисленных тестовых расчетов для разных воздействий, выводящих систему «ГГ+САУ» из равновесия.

На рис. 5…10 в качестве примера показано изменение параметров ГГ и САУ для следующих ступенчатых воздействий: увеличение заданной частоты вращения в момент времени 5 с, подключение нагрузки в момент времени 15 с, сброс нагрузки в момент времени 20 с. Видно, что разработанная модель ПИД-регулятора адекватно определяет значение расхода топлива в соответствии с логикой замкнутого контура и с высокой точностью решает задачу поддержания заданного закона изменения частоты вращения ротора. Следует отметить, что при весьма существенной величине подключаемого отбора мощности (более 10% от мощности компрессора) модель регулятора не допускает отклонения частоты вращения от заданной величины более чем на 1,5%.

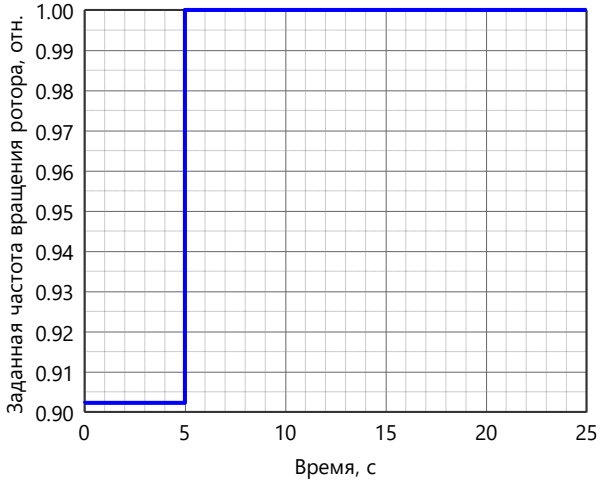


Рис. 5. Закон изменения заданной частоты вращения ротора по времени

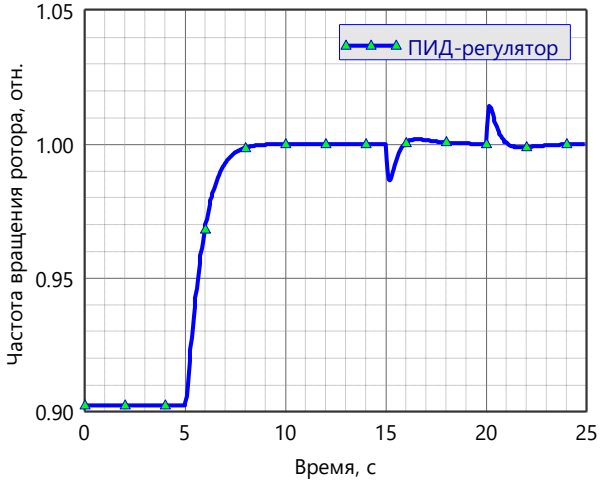


Рис. 6. Протекание частоты вращения по времени

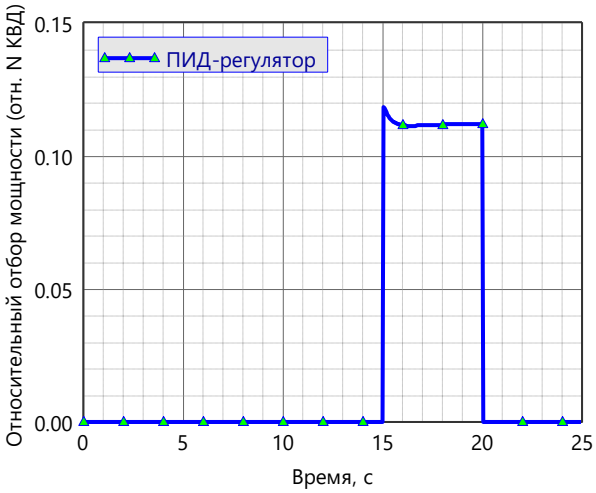


Рис. 7. Протекание относительного отбора мощности по времени

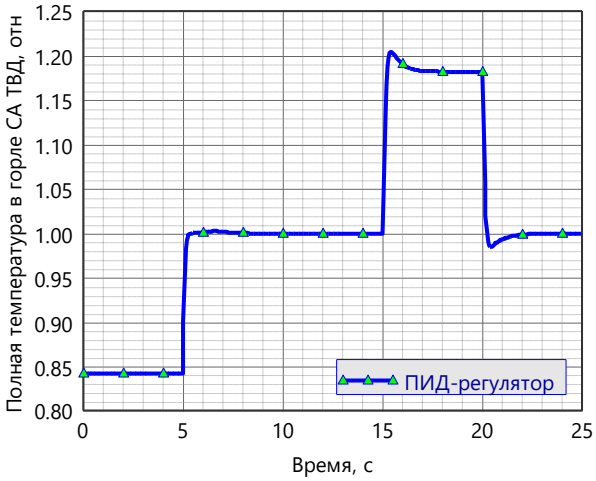


Рис. 8. Протекание полной температуры газа в горле СА

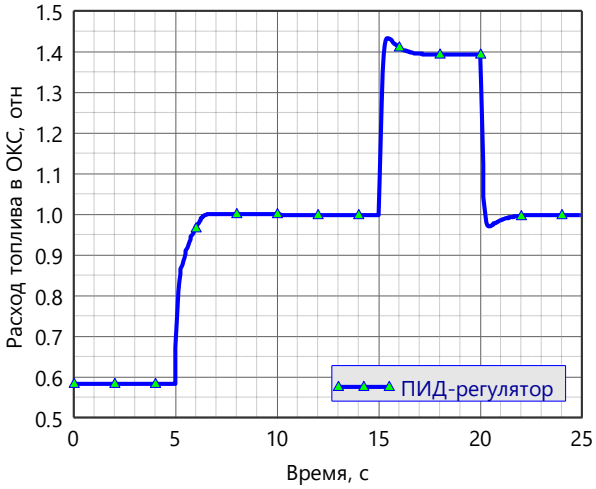


Рис. 9. Протекание расхода топлива в ОКС

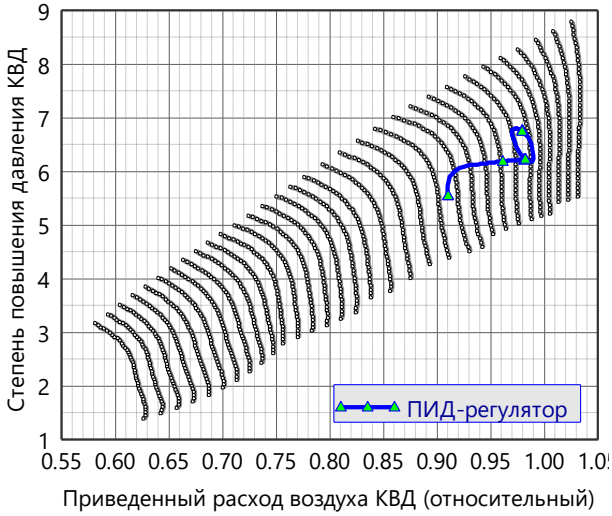


Рис. 10. Положение ЛРР на характеристике компрессора

Таким образом, математическая модель системы «ГГ+САУ», реализованная на платформе ПК ThermoGTE, позволяет весьма оперативно проводить оценочные расчеты переходных режимов на этапе концептуального и эскизного проектирования нового образца ГТД.

Список использованных источников

[1] Б.А. Черкасов Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей — Москва: Изд-во «Машиностроение», 1974, — 376 с.

[2] А.Г. Гимадиев, А.Н. Крючков, А.Б. Прокофьев, Е.В. Шахматов, В.П. Шорин Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок. Часть1. Учебное пособие — Самара: Изд-во СГАУ, 2002, — 139 с.

[3] Web-ресурс www.thermogte.ru, дата обращения 26.05.2025 г.

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ УСКОРЕНИЯ КОМПЛЕКТОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ КОМПРЕССОРНЫМИ ЛОПАТКАМИ ПОСЛЕ РЕМОНТА

Д.О. Пушкарев, Д.Ю. Киселев, Ю.В. Киселев
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара,

Лопатки являются одними из самых дорогостоящих элементов двигателя, и их восстановление вместо замены на новые позволяет значительно снизить затраты на ремонт. Однако использование отремонтированных лопаток связано с проблемой — повышением температуры газа за камерой сгорания. Для её решения разработана модель на основе нейронных сетей, которая устанавливает взаимосвязь между дефектами лопаток компрессора и температурой газа, а также подбирает оптимальный комплект. Сформирована методика подбора с применением нейросетевых технологий. Проведена валидация модели, подтвердившая корректность результатов, полученных на данной модели.

APPLICATION OF NEURAL NETWORKS TO ACCELERATE THE ASSEMBLY OF AIRCRAFT ENGINES WITH COMPRESSOR BLADES AFTER REPAIR

D.O. Pushkarev, D.Y. Kiselev, Y.V. Kiselev
Samara National Research University, Samara, Russia

Blades are among the most expensive engine components, and their restoration instead of replacement with new ones allows to significantly reduce repair costs. However, the use of repaired blades is associated with a problem — an increase in the gas temperature behind the combustion chamber. To solve it, a model based on neural networks was developed, which establishes a relationship between compressor blade defects and gas temperature, and selects the optimal set. A selection method using neural network technologies was developed. The model was validated, confirming the correctness of the results obtained on this model.

1 Введение

Снижение стоимости обслуживания и ремонта — ключевой фактор эксплуатации авиационных двигателей. Их жизненный цикл подразумевает не только техническое совершенство на этапе разработки, но и оптимизацию процессов восстановления. Современная стратегия технического обслуживания предполагает контроль параметров всех компонентов, включая лопатки — одни из наиболее дорогостоящих элементов газотурбинного двигателя (ГТД). Это делает целесообразным их ремонт вместо замены.

Однако использование восстановленных лопаток приводит к повышению температуры газа за камерой сгорания. Причина — геометрические отклонения, возникающие после ремонта, которые снижают КПД компрессора. Автоматика компенсирует это увеличенной подачей топлива [1, 2].

Решение проблемы путём замены на лопатки первой категории экономически неэффективно из-за высокой стоимости их производства и дефицита [5]. Эксперименты показали, что частичная замена возможна, но отсутствуют методики подбора и модели, оценивающие влияние дефектов на температурный режим. Слабая формализуемость задачи затрудняет применение традиционных расчётных методов, что обусловило использование машинного обучения.

Поэтому целью работы является совершенствование процесса ремонта за счет подбора комплекта рабочих лопаток компрессора с использованием нейросетевой расчетной модели.

2 Модель подбора комплекта лопаток

Модель для исследования влияния лопаток после ремонта на параметр температуры газа за камерой сгорания создавалась с использованием методов машинного обучения – нейронных сетей.

После тестирования архитектур [6] и алгоритмов обучения выбрана сеть на основе радиально-базисных функций (рисунок 1).

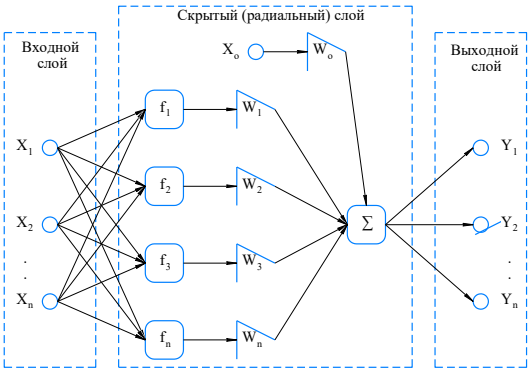


Рис. 1. Схема радиально-базисной сети

Используемая радиально-базисная модель состоит из трех слоев – входного, скрытого (радиального) и выходного [3].

Уравнение выходов Y используемой при решении задачи выглядит следующим образом:

$$Y_i = W_{oi} + \sum_{j=1}^{n} W_{ij} \cdot f_i(X), i = 1,2,\dots,n_i, \quad (1)$$

где X – входной сигнал (применяемые лопатки); W_{ij} – веса связей; W_{oi} – величина смещения по i – му выходу нейронной сети; f_i – активационные функции нейронной сети, определяемые в классе гауссовых функций

Настраиваемыми параметрами радиально-базисной нейронной сети являются веса W_{ij}, W_{oi}, нейроны скрытого $(i = 1,2,\dots,10)$ и выходного слоёв $(j = 1,2,\dots,5)$. Ошибка обучения сети вычисляется как суммарная квадратичная ошибка:

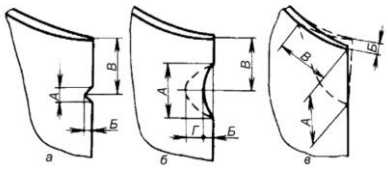
$$E = \frac{1}{2}\sum_{r=1}^{R}\sum_{i=1}^{n}\left(Y_i^{(r)} - Y_{io}^{(r)}\right)^2, \quad (2)$$

где $Y_i^{(r)}$ – i – й выход нейронной сети в r – м эксперименте, т.е. при предъявлении сети r – го входного образа $X^{(r)}$; $Y_{io}^{(r)}$ – i – й желаемый выход нейронной сети для входа $X^{(r)}$; R – число экспериментов (размерность обучающей выборки).

Входной слой представляет из себя восстановленные лопатки с типовыми дефектами (рис. 2).

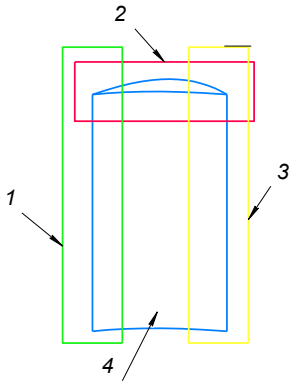
Рис. 2. Поврежденные лопатки

Примеры типовых дефектов приведены на рис. 3 [4]. Отделить каждый дефект индивидуально очень сложно, ввиду большого количества лопаток и характера дефектов, поэтому было принято решение разделить дефекты по зонам возникновения (рис. 4).



а – забоина (А –длина забоины; Б – глубина забоины; В – расстояние от периферийного торца лопатки до середины забоины); б – вмятина (А – длина вмятины; Б – максимальная глубина вмятины; В – расстояние от периферийного торца лопатки до середины вмятины; Г – максимальная ширина вмятины); в – вогнутость (А – величина отогнутой части профиля лопатки; Б – величина отклонения вершины угла лопатки; В – величина отогнутой части профиля лопатки).

Рис. 3. Дефекты лопаток



1 – входная кромка; 2 – торец; 3 – выходная кромка, 4 – перо лопатки

Рис. 4. Зоны восстановления лопаток

Таким образом эти зоны, а соответственно и геометрические дефекты станут выходными сигналами нашей разработанной модели

Модель устанавливает зависимость между методом восстановления лопатки и температурой газа перед турбиной (рис. 5).

Структура разработанной нейронной сети представлена на рис. 5.

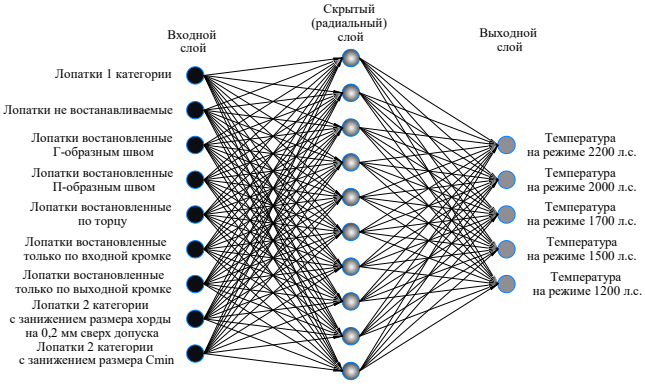


Рис. 5. Структура нейронной сети

Структура разработанной радиально-базисной нейронной сети состоит из 9 нейронов во входном слое, 10 нейронами в скрытом слое и 5 нейронами в выходном слое. График обучения модели представлен на рис. 6.

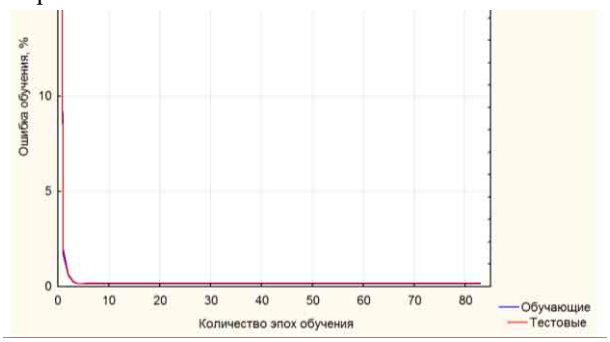


Рис. 6. График обучения нейронной сети

Проведена валидация нейросетевой модели, продемонстрировавшая результаты её применения. Данные, полученные с помощью модели, сравнивались с реальными показателями испытаний

двигателя на различных режимах работы (рис. 7). Максимальное расхождение с данными испытаний на различных режимах не превышает 2,3 %

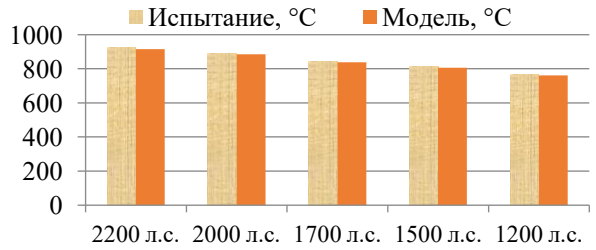


Рис. 7. Результаты валидации модели

3 Результаты, полученные моделью

Используя разработанную модель, можно подобрать комплект рабочих лопаток компрессора, а также отследить динамику изменения температуры газа за камерой сгорания выбирая количество тех или иных видов лопаток. На рис. 8 представлены графики для одного из режимов работы двигателя и показано как изменяется температура при увеличении или уменьшении количества определенных лопаток.

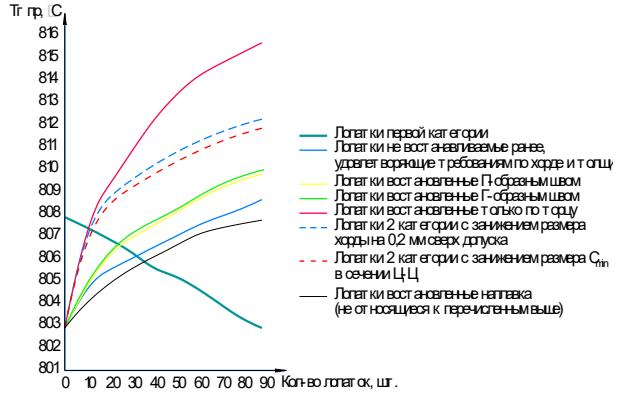


Рис. 8. Влияние способа восстановления лопаток на температуру

Анализируя модель можно построить график, отображающий не только изменение температуры газа за камерой сгорания от количества лопаток, но и пойти дальше и отследить как меняется температура если менять лопатки в конкретной ступени (рис. 9) [7].

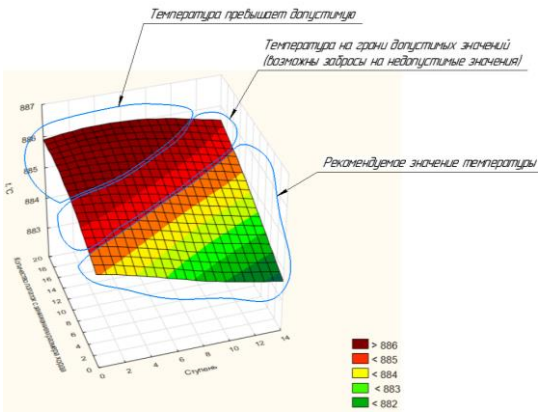


Рис. 9. График изменения температуры в зависимости от ступени и количество лопаток с занижением размера хорды

На основании разработанной модели была сформирована методика для подбора комплекта лопаток компрессора.

Схема методики приведена на рис. 10.

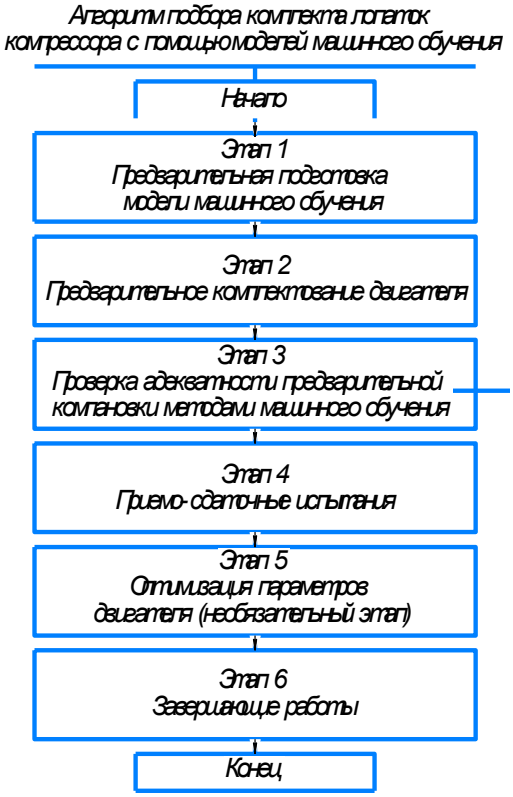


Рис. 10. Схема методики

Методика включает в себя 6 этапов:

1. Создание нейросетевой модели;
2. Получение лопаток со склада в соответствии с регламентом предприятия;
3. Прогнозирование температуры с помощью модели. При соответствии нормативам лопатки допускаются к установке;
4. Проведение приёмо-сдаточных испытаний;
5. Оптимизация комплектации (необязательный этап): замена части новых лопаток восстановленными при наличии запаса по температуре;
6. Оформление документации и передача двигателя в эксплуатирующую организацию, сбор статистики для дальнейшего использования методики.

3 Заключение

В результате проведенного исследования решена важная научная задача – повышена эффективность процесса ремонта ГТД в части подбора комплекта рабочих лопаток компрессора при проведении приемо-сдаточных испытаний авиационного двигателя на применяя методы машинного обучения.

Получены и сформулированы следующие основные результаты:

1. Разработана верифицированная нейросетевая модель для подбора лопаток ГТД. Расхождение данных, полученных моделью с данными, полученными в ходе приемо-сдаточных испытаний, составляют не более 2,3 %.

2. Установлена связь между методами ремонта и температурой газа, что позволяет анализировать влияние геометрии и количества лопаток. Полученные данные дают возможность анализировать влияние геометрии и числа лопаток на температуру.

3. Предложен метод анализа на основе машинного обучения, учитывающий режимы работы и конструктивные особенности лопаток. Данный подход дает возможность определять температуру газа за камерой сгорания при различных режимах работы двигателя, учитывая конструктивные особенности используемых лопаток после ремонта.

4. Создан метод подбора, основанная на индивидуальных геометрических параметрах.

5. Разработанный метод подбора комплекта лопаток позволяет сократить количество переборок и соответственно испытаний ГТД в 3 раза.

Перспектива дальнейшего развития темы состоит в создании модели, которая позволит учесть не только компрессор двигателя, но также и остальные элементы ГТД.

Список использованных источников

[1] Н.Т. Тихонов, П.Ф. Мусаткин, В.Н. Матвеев. Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т., 2001. – 155 с.

[2] К.В. Холщевников. Теория и расчет авиационных лопаточных машин. М.: Транспорт, 1970. – 614 с.

[3] С.В. Жернаков. Алгоритмы контроля и диагностики авиационного ГТД в условиях бортовой реализации на основе технологии нейронных сетей. Вестник УГАТУ, 2010. Т. 14. № 3(38). С. 42-56.

[4] Б.А. Чичков. Рабочие лопатки авиационных ГТД. Часть 1. Эксплуатационная повреждаемость рабочих лопаток. М.: МГТУ ГА, 2011. – 74 с.

[5] Р.С. Корсмик, Г.А. Турчин, О.Г. Климова-Корсмик, Е.В. Бабкин. Лазерная порошковая восстановительная наплавка лопаток газотурбинного двигателя. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, 2015. Т. 14. № 3. С. 60-69.

[6] Д.О. Пушкарев, Ю.В. Киселев, Д.Ю. Киселев. Применение методов машинного обучения для подбора оптимальной конфигурации лопаток при доводке двигателя. Авиакосмическое приборостроение, 2023. – № 2. С. 30-38.

[7] Д.О. Пушкарев, Ю.В. Киселев, Д.Ю. Киселев. Исследование влияния конфигурации лопаток компрессора на температурные параметры газотурбинного двигателя с помощью машинного обучения. Авиакосмическое приборостроение, 2024. – № 5. С. 50-57.

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ЭФФЕКТИВНЫХ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК САМОЛЁТОВ ОТ ПОВРЕЖДЕНИЯ ПОСТОРОННИМИ ПРЕДМЕТАМИ

Е.В. Нескоромный
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж, Россия

Работа посвящена комплексному исследованию по обоснованию основных направлений создания эффективной системы защиты силовых установок (СУ) самолетов от повреждения посторонними предметами в эксплуатации на основе расчетно-экспериментальных исследований процессов, связанных с разработкой мероприятий и устройств, предотвращающих попадание твердых предметов в СУ и (или) повышающих самозащищенность двигателей; выбора рационального сочетания защитных мероприятий с оценкой их технико-экономической эффективности.

JUSTIFICATION FOR THE SELECTION OF EFFECTIVE SYSTEMS FOR PROTECTING AIRCRAFT POWER PLANTS FROM DAMAGE BY FOREIGN OBJECTS

Ye.V. Neskoromnyy
MERC AF «AFA», Voronezh, Russia

The work is devoted to a comprehensive study to substantiate the main directions of creating an effective system for protecting aircraft power plants from damage by foreign objects in operation based on computational and experimental studies of processes associated with the development of measures and devices that prevent solid objects from entering the engine and (or) increasing the self-protection of engines; selection of a rational combination of protective measures with an assessment of their technical and economic efficiency.

1 Введение

Проблема снижения преждевременного съема авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и воздушных винтов (ВВ) с эксплуатации относится до сих пор к числу наиболее одной актуальных проблем реактивной авиации. Преждевременный съем двигателей (ПСД) и ВВ с самолетов приводит к простою самолетов и нарушению плана перевозки пассажиров и грузов, сопровождается значительными материальными затратами на ремонт и восстановление двигателей.

Одной из основных причин, по которым двигатели и ВВ снимаются преждевременно с эксплуатации, является повреждение лопаток компрессора ГТД и лопастей ВВ посторонними предметами (ПП), попадающими на вход в силовую установку (СУ) с воздушным потоком. Под ПП будем понимать любые твердые тела (исключая воду в жидкой фазе, песок и пыль, птиц), попавшие на вход в СУ и способные нанести повреждения её элементам. Попадание ПП приводит к появлению царапин, рисок, забоин, вмятин, деформаций элементов компрессора и лопастей ВВ, а в некоторых случаях и к их разрушению, что существенно сказывается на исправности и безопасности полетов. Для решения данной проблемы необходима дальнейшая работа по систематизации и совершенствованию методов защиты СУ от повреждения ПП.

Поэтому, целью работы является разработка методического аппарата, позволяющего оценивать эффективность систем защиты силовых установок самолётов от повреждения ПП и разрабатывать обоснованные рекомендации по её повышению.

Под системой защиты понимается совокупность эксплуатационных и конструктивных мероприятий, направленных на снижение (предотвращение) ущерба от механического воздействия ПП на элементы СУ самолета.

Эксплуатационные мероприятия в целом включают:

– совершенствование методов изготовления, ремонта, очистки и эксплуатации покрытий аэродрома (в работе выступают в качестве исходных данных и не совершенствуются);

– выбор режимов работы двигателя при рулении, взлете и при применении реверса тяги;

– соблюдение дистанции при рулении и взлете парой или группой.

Конструктивные мероприятия возможно разделить на три большие группы:

– предотвращение попадания ПП на вход в СУ;

– улавливание ПП на входе в ГТД;

– повышение самозащищённости элементов СУ.

Основой для создания эффективной системы защиты ГТД летательных аппаратов различного назначения являются математические модели, лабораторное (экспериментальное) оборудование

(стенды), авторские расчетные и экспериментальные методы исследования по выявлению закономерностей процессов взаимодействия ПП с колесами шасси и воздушным потоком, индуцируемом силовой установкой, их результаты и созданные на их основе эффективные защитные мероприятия, предотвращающих попадание ПП в двигатель.

2 Экспериментальное оборудование

Основу экспериментального исследования составляют стенды, разработанные и изготовленные специалистами академии:

1. Стенд разлета частиц - позволяет экспериментально определить статистические характеристики вылета ПП из-под колес шасси самолета и соответственно вероятность попадания ПП на вход в СУ – защищенность от попадания ПП из-под колес шасси, в том числе при наличии защитных устройств [1].

2. Аэродинамический стенд – позволяет с использованием с полунатурной модели самолета получить характеристики вихрей, образующихся на входе в СУ, которые приводят к снижению диапазона её устойчивой работы и увеличивают возможность попадания ПП в СУ, оценить вероятность попадания ПП разных типов и эффективность мероприятий и защитных устройств по снижению вероятности попадания ПП [2].

3. Баллистический стенд - позволяет выполнять оценку стойкости (повреждаемости) элементов СУ к механическому удару твердых ПП и эффективности защитных устройств и мероприятий. Причем исходные данные для эксперимента формируются на основе обработки результатов, полученных на аэродинамическом стенде и стенде разлета частиц [3].

3 Математические модели

Для проведения теоретической части исследования разработаны математические модели:

1. Математическая модель вылета ПП из-под колес шасси самолёта, которая позволяет получить закон распределения вектора скорости вылета ПП в зависимости от параметров самого ПП, конструктивных параметров колеса шасси и скорости его движения по поверхности аэродрома.

2. Математическая модель аэродинамики системы вихрей, образующихся на входе в СУ и движения ПП, подхваченных с поверхности аэродрома этими вихрями.

3. Математическая модель для определения характеристик распределения вероятностей повреждений ПП лопаток ГТД и лопастей ВВ авиационной СУ.

4 Заключение

Разработанный методический аппарат в совокупности с математическими моделями и экспериментальным оборудование был применен при поведении исследовательских работы и испытаний СУ самолётов с воздушными винтами и ГТД. Выполнена оценка стойкости к повреждению ПП элементов СУ, даны обоснованные рекомендации по их повышению стойкости к повреждению и снижению вероятности попадания на вход в СУ ПП.

Список использованных источников

[1] Патент № 2748562 Российская Федерация, (51) МПК G01M 17/02 (2006.01), G01M 17/02 (2021.01) Стенд для исследования траекторий разлета посторонних предметов, выбрасываемых из-под колес: № 2748562: заявл. 12.08.2020: опубл: 26.05.2015 г. / Д.С. Марков, Е.В. Не-скоромный, В.В. Артанов, В.А. Кинякин; заявитель и патентообладатель ФГКВОУ ВО ВУНЦ ВВС «ВВА». – 8 с.

[2] Патент № 2775185 Российская Федерация, (51) МПКG01M 9/08 (2006.01), G01M 9/08 (2022.02) Аэродинамический стенд для исследования особенностей обтекания многодвигательной силовой установки при движении летательного аппарата: № 2775185: заявл. 13.12.2021: опубл. 28.06.2022 г. / С.А. Бороздин, Е.В. Не-скоромный, В.В. Артанов, В.А. Кинякин; заявитель и патентообладатель ФГКВОУ ВО ВУНЦ ВВС «ВВА». – 8 с.

[3] Патент № 2741779 Российская Федерация, (51) МПК G01M 7/08 (2006.01), G01M 7/08 (2020.08) Баллистический стенд для высокоскоростного метания твердых тел при испытаниях силовых установок летательных аппаратов: № 2741779: заявл. 31.12.2019: опубл. 28.01.2021 г. / С.А. Бороздин, Д.С. Марков, Е.В. Нескоромный, В.А. Кинякин; заявитель и патентообладатель ФГКВОУ ВО ВУНЦ ВВС «ВВА». – 8 с.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЫЛЕТА ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ ИЗ-ПОД КОЛЕСА ШАССИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.А. Трофимов
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж

В работе представлены результаты исследований по разработке математической модели вылета посторонних предметов из-под колёс шасси летательного аппарата. Математическая модель позволяет рассчитывать параметры движения посторонних предметов, вылетающих из-под колёс шасси в трёхмерном пространстве в зависимости от внешних и внутренних факторов. На базе полученной математической модели автором разработан программный комплекс, позволяющий определять кинематические характеристики посторонних предметов после их отделения от колеса шасси.

MATHEMATICAL MODEL OF THE DEPARTURE OF FOREIGN OBJECTS FROM UNDER THE WHEELS OF AN AIRCRAFT LANDING GEAR

M.A. Trofimov
MERC AF «AFA», Voronezh, Russia

The paper presents the results of research on the development of a mathematical model of the departure of foreign objects from under the wheels of an aircraft landing gear. The mathematical model allows you to calculate the motion parameters of foreign objects flying out from under the wheels of the chassis in three-dimensional space, depending on external and internal factors. Based on the obtained mathematical model, the author has developed a software package that allows determining the kinematic characteristics of foreign objects after their separation from the chassis wheel.

1 Введение

Анализ статистических данных показывает, что на сегодняшний день до 27 % всех случаев преждевременного снятия авиационных двигателей с эксплуатации происходит по причине повреждения ПП. Одним из всех возможных способов попадания постороннего предмета в двигатель является заброс его из-под колес шасси.

Для предотвращения возможного заброса ПП в авиационный газотурбинный двигатель (ГТД) существует такой метод защиты как установка на стойках шасси грязезащитных щитков (ГЗЩ). Такой метод защиты прост в реализации, не требует отбора мощности от двигателей, как в случае использования струйных систем защиты, а также не нарушает равномерности потока на входе в воздухозаборник как защитные сетки. Однако в разработке и применении ГЗЩ существует ряд проблем, связанных, прежде всего, с отсутствием ПО, позволяющего правильно подбирать ГЗЩ к самолёту с учётом его геометрических, технических характеристик, а также особенностей эксплуатации. А для разработки ПО, необходимого для решения задачи разработки ГЗЩ на этапе эскизно-технического проектирования летательного аппарата (ЛА), необходима математическая модель, описывающая весь процесс взаимодействия ПП с элементами самолёта.

2 Математическая модель

Рассмотрим основные этапы взаимодействия ПП с элементами конструкции ЛА:

– наезд (накатывание) ЛА на ПП;

– нылет ПП из-под колеса шасси;

– баллистический полёт;

– соударение ПП с элементами конструкции ЛА.

Чтобы определить кинематические характеристики, направление движение ПП в момент возможного соударения с элементами конструкции самолёта, позволяющие установить степень возможного повреждения двигателя, необходимо знать начальные условия движения ПП: вектор абсолютной скорости ПП в момент отделения от колеса, а также место отделения (координаты точки потери контакта ПП с шиной колеса). Начальные условия определяются на этапе отделения ПП от поверхности колеса ЛА и перехода его в баллистический полёт – «вылет».

Движение ПП на этапе от наезда на него колеса самолёта до момента отделения его от колеса является сложным (составным) движением. Составное движение состоит из относительного и переносного. Таким образом, задача определения кинематических характеристик ПП в момент его отделения от колеса

сводится к определению параметров переносного и относительного движения.

Величина скорости переносного движения ПП зависит от размеров колёс, а также от скорости движения ЛА.

Относительное движение ПП происходит под действием составляющей силы тяжести, сил упругости деформированной авиационной шины, а также центробежной силы. При определении величин составляющих перечисленных сил, учитывается, что, как правило, движение ПП осуществляется не в плоскости вращения колеса, и, следовательно, помимо вертикальной и горизонтальной составляющей, у ПП появляется и боковая составляющая скорости. Но поскольку необходимо знать не только величину относительной скорости ПП, но и место отделения ПП от колеса, то также вычисляется угол, на который повернётся колесо за время выхода постороннего предмета из материала шины, что позволит определить место отделения ПП от колеса ЛА. И на заключительном этапе, определив параметры относительного и переносного движения ПП, вычисляется абсолютная скорость движения ПП.

3 Заключение

Таким образом, реализация разработанной математической модели позволит определять вектор абсолютной скорости движения посторонних предметов, вылетающих из-под колёс шасси, а также координаты точки отделения ПП от колеса шасси в зависимости от ряда факторов:

– влияние окружающей среды (температура, наличие на поверхности аэродрома влаги, материал аэродромного покрытия);

– параметры ЛА (размеры колёс шасси, давление в пневматиках, нагрузка на колёса, скорости и режима движения ЛА).

Это позволит решать задачу разработки ГЗЩ на этапе эскизно-технического проектирования и избежать существенных материальных и ресурсных затрат, связанных с ремонтом повреждённых посторонними предметами ГТД, а также необходимой модернизацией уже эксплуатируемого типа воздушных судов.

Список использованных источников

[1] Евдокимов А.И. Обоснование выбора эффективных систем защиты от повреждений посторонними предметами двигателей самолётов военного назначения: дисс. ... докт. техн. наук: 05.07.05 / Евдокимов Алексей Иннокентьевич. – М., 1993. – 520 с.

[2] Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома: дисс. ... докт. техн. наук: 05.26.02 / Комов Алексей Алексеевич. – М., 2005. – 400 с.

[3] Марков Д.С., Нескоромный Е.В. Методика определения живучести и стойкости воздушных винтов летательных аппаратов к ударному воздействию посторонних предметов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2019. –№10. – С. 93-102. – DOI: 10.18698/0536-1044-2019-10-94-102.

[4] В.А. Зрелов Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. М.: Машиностроение, 2005. – 366 с.

[5] Комов А.А., Белоусов Г.Г. Основные закономерности повреждения лопаток компрессоров авиационных ГТД посторонними предметами// Научный вестник МГТУ ГА, 2008 г., № 134. - С. 25 – 34.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫЛЕТА ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ ИЗ-ПОД КОЛЕС ШАССИ

Д.С. Марков
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж

В работе представлены некоторые результаты исследований с целью определения кинематических характеристик вылета посторонних предметов из-под колес шасси. При этом рассмотрена конструкция разработанного экспериментального стенда. Также представлена методика экспериментальных исследований апробирована на легкомоторном летательном аппарате, оснащённым силовой установкой с толкающим воздушным винтом.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF KINEMATIC CHARACTERISTICS OF THE DEPARTURE OF FOREIGN OBJECTS FROM UNDER THE CHASSIS WHEELS

D.S. Markov
VUNC VVS «VVA», Voronezh, Russia

The paper presents some results of studies aimed at determining the kinematic characteristics of the departure of foreign objects from under the wheels of the chassis. At the same time, the design of the developed experimental stand is considered. Also, the methodology of experimental studies is tested on a light-engine aircraft equipped with a power plant with a pusher propeller.

1 Введение

Анализ эксплуатации современных летательных аппаратов свидетельствует о том, что проблема повреждения посторонними предметами (ПП) элементов силовых установок (СУ) остается одной из важнейших, так как она определяет надежность и безопасность полетов, а для боевых летальных аппаратов и боеготовность.

Согласно статистическим данным, высокий уровень преждевременно снятых по этой причине элементов СУ обусловлен рядом причин и факторов. Основные пути попадания ПП на вход в СУ:

- вихревое заброс,
- выброса ПП из-под колес шасси;

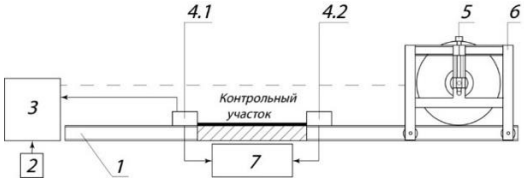
заброс ПП реверсивной струей либо реактивными струями других самолетов;

- попадание ПП, оставленных инженерно-техническим составом у воздухозаборника или внутри его канала, а также внесение ПП при работе двигателя;
- попадание в двигатели льда, воды.

Согласно существующим методикам экспериментальные исследования по оценке защищенности СУ от ПП, вылетающих из-под колес шасси, сводятся к проведению пробежек испытуемого самолета, оборудованного специальными сетками–ловушками, по контрольному участку на взлетно-посадочной полосе. Перед проведением эксперимента с использованием натурного летательного аппарат (ЛА), для полного и глубокого изучения характеристик разлета ПП из-под колес шасси и для установления функциональных зависимостей характера траекторий разлета от многих факторов необходимы стендовые исследования, которые имеют ряд преимуществ по сравнению с натурными испытаниями. Настоящая работа посвящена экспериментальному определению кинематических характеристик вылета ПП из-под колес шасси на специальном стенде.

2 Методика проведения экспериментальных исследований

Схема стенда для экспериментального определения кинематических характеристик вылета ПП из-под колес шасси представлена на рис. 1



1 – основание; 2 – пульт управления механизмом разгона; 3 – механизм разгона; 4.1, 4.2 – датчики положения тележки с испытуемым колесом; 5 – механизм загрузки колеса; 6 – тележка с испытуемым колесом; 7 – устройство регистрации

Рис. 1. Схема экспериментального стенда

Исследования проводятся в несколько этапов:

- составление плана эксперимента;
- подготовка материальной части;
-эксперимент, суть которого заключается в производстве многократного проката испытуемого колеса по контрольному участку;
- обработка полученных результатов.

3 Заключение

Таким образом, предложенная методика экспериментальных исследований с помощью разработанного стенда позволит на этапе проектирования или доводки образцов авиационной техники получить характеристики разлета ПП из-под колес шасси. Полученные результаты могут быть использованы для разработки защитных устройств и мероприятий, направленных на повышение защищенности СУ летательных аппаратов при воздействии ПП вылетающих из-под колес шасси.

Список использованных источников

[1] Евдокимов А.И. Обоснование выбора эффективных систем защиты от повреждений посторонними предметами двигателей самолётов военного назначения: дисс. ... докт. техн. наук: 05.07.05 / Евдокимов Алексей Иннокентьевич. – М., 1993. – 520 с.

[2] Комов А.А. Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома: дисс. ... докт. техн. наук: 05.26.02 / Комов Алексей Алексеевич. – М., 2005. – 400 с.

[3] Марков Д.С., Нескоромный Е.В. Методика определения живучести и стойкости воздушных винтов летательных аппаратов к ударному воздействию посторонних предметов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2019. –№10. – С. 93-102. – DOI: 10.18698/0536-1044-2019-10-94-102.

АНАЛИЗ ИЗМЕНЕНИЯ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ОХЛАЖДАЕМЫХ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ПОСЛЕ ПОПАДАНИЯ ВУЛКАНИЧЕСКОГО ПЕПЛА В АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Д.Д. Попова[1,2], Н.А. Саженков[1], А.Н.Саженков[2], С.И. Сендюрев[1,2]
[1] АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия
[2] Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

При попадании самолета в облако вулканического пепла наиболее значимое воздействие на авиационный двигатель оказывают отложения его оплавленных частиц. В частности, многочисленные стекловидные отложения на сопловом аппарате турбины приводят к перекрытию отверстий перфорации лопаток, и, как следствие, к её перегреву и повреждениям. На основании тепловых расчетов выявлено, что при условиях запыления, соответствующих реальным катастрофическим случаям, перекрытие отверстий перфорации сопловой лопатки первой ступени турбины приводит к критическому увеличению её температуры. При запылении отверстий перфорации локальные температуры на номинальном режиме достигают значений выше 1200°C, что влечет за собой структурные изменения теплозащитного покрытия.

THERMAL STATE ANALYSIS OF COOLED TURBINE NOZZLE VANES AFTER VOLCANIC ASH INJECTION

D.D. Popova [1, 2], N.A. Sazhenkov[2], A.N. Sazhenkov[1], S.I. Sendyurev[1, 2]
[1] JSC «UEC-Aviadvigatel», Perm, Russia
[2] Perm National Polytechnic University, Perm, Russia

In case of aircraft entering in volcanic ash cloud the most significant impact on aircraft engine is melted ash particles deposits. In particular, the significant amount of ash deposits on turbine blades leads to blocking of perforation holes, and as a result its additional heating. Based on thermal calculation it's found that under the depositing conditions corresponding real catastrophic incidents the blocking of the perforation holes of first stage turbine nozzle vanes leads to critical increasing in its temperature. In the conditions of the blocking the perforation holes in nominal mode local temperatures reach values above 1200 °C. This thermal effect entails structural changes in the thermal-barrier coating.

1 Введение

Общепризнано, что извержения вулканов являются важным природным фактором риска для безопасности полетов гражданской авиации [1]. Так, при попадании магистрального самолета в облако вулканического пепла происходит оплавление пепла в камере сгорания двигателя и последующая его аккумуляция в виде стекловидных отложений на сопловом аппарате первой ступени турбины высокого давления [2-6].

По мере накопления стекловидных отложений происходит уменьшение площади горла первого соплового аппарата и, как следствие, потеря запасов газодинамической устойчивости компрессора. В конечном итоге возникают непрекращающиеся помпажи компрессора и выключение двигателя в полете.

На рис. 1 показано состояние соплового аппарата первой ступени турбины высокого давления одного из двигателей RB211-524D4 самолета Boeing 747 после воздействия пепла вулкана Галунггунг (Индонезия) в 1982 г., когда произошло выключение в полете всех силовых установок самолета из-за значительного количества пепловых отложений.

Рис. 1. Воздействие вулканического пепла на сопловой аппарат первой ступени турбины двигателя RB211-524D4, вулкан Галунггунг

Как видно из рис. 1, негативным воздействием стекловидных отложений также являются множественные перекрытия пепловым материалом отверстий перфорации каждой сопловой лопатки. Очевидно, что такое засорение неизбежно приводит к нарушению конвективно-пленочного охлаждения и значительному нагреву лопатки.

В настоящей работе рассмотрено влияние отложений вулканического пепла на лопатку соплового аппарата первой ступени турбины высокого

давления двухконтурного двигателя. Исследуемая сопловая лопатка охлаждаемая, трёхполостная, с развитой системой конвективно-пленочного охлаждения. Лопатка имеет теплозащитное покрытие.

2 Методика проведения расчетного исследования

Оценка изменения теплового состояния исследуемой лопатки была проведена в два этапа:

- на первом этапе рассчитывалось тепловое состояние исходной геометрии сопловой лопатки для трех режимов работы двигателя - крейсерского режима, номинального режима и полетного (посадочного) малого газа до попадания двигателя в облако вулканического пепла. Численное моделирование теплового состояния проводилось в сопряженной постановке задач газовой динамики и теплообмена;

- на втором этапе были проведены расчеты зон аккумуляции пеплового материала на поверхности сопловой лопатки, а затем определяли перекрытие каждого отверстия перфорации отдельно. Данные расчеты осуществлялись на вышеуказанных режимах работы двигателя с двумя различными уровнями концентрации пепла на входе. Далее выполняли повторный расчет теплового состояния сопловой лопатки для шести вариантов перекрытия отверстий перфорации.

Затем была проведена сравнительная оценка полученных результатов моделирования теплового состояния сопловой лопатки по первому и второму этапам.

Для проведения расчетов теплового состояния сопловой лопатки первой ступени турбины высокого давления были сформированы 3D. Подробная конечно-элементная сетка описывает систему охлаждения лопатки со всеми отверстиями перфорации и включает в себя два домена: газовый (рабочее тело) и твердотельный (лопатка).

Граничными условиями по газовому домену являются эпюры полного давления и полной температуры газа с учетом окружной неравномерности на входе в расчетную область, эпюра статического давления – на выходе, температура воздуха и давление в подводе системы охлаждения с учетом потерь в камере сгорания. На боковых стенках газового домена задано условие периодичности.

Площади аккумуляции $F_{ак}$ пеплового материала на лопатках соплового аппарата оценивали по методике, изложенной в работе [7].

Запыление отверстий рассчитывалось на основании площадей аккумуляции и радиуса пепловой частицы среднего размера (*Rcp*).

$$\Delta r = f\left(R_{\text{ср}}, F_{\text{ак}}\right); \qquad (1)$$

где $F_{ак}$ – площадь аккумуляции; $R_{ср}$ – радиуса пепловой частицы среднего размера.

После зажатия отверстий перфорации в исходной геометрической модели и получения таким образом измененной геометрии повторяли тепловой расчет сопловой лопатки на крейсерском режиме, номинальном режиме и режиме полетного малого газа с заданием пепловой концентрации аналогично сертификационным испытаниям и случаю выключения двигателей RB211-524D4 в полете.

Допущением расчета является отсутствие учета эффекта уменьшения теплоподвода от газового потока к лопатке через пепловый материал, накопленный на корыте.

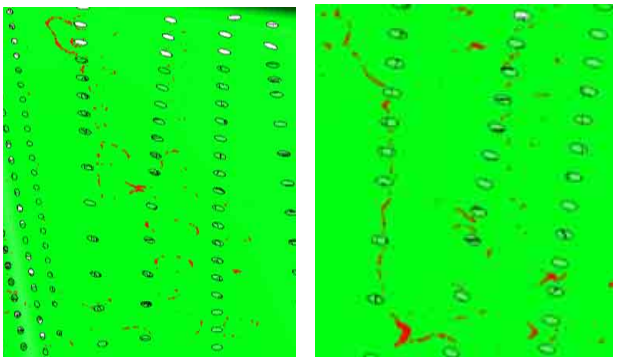
3 Результаты математического моделирования

Расчеты проводились для двух различных концентраций пепла на входе в двигатель:

1. по требованиям EASA – воздействие пепла с концентрацией 4 мг/м3 в течение одного часа;
2. по критической концентрации, аналогичной воздействию пепла вулкана Галунггунг на двигатели RB211-524D4 [4] – 100 мг/м3 в течение 3-6 минут.

На рис. 2 представлен внешний вид исследуемой сопловой лопатки с моделированными пепловыми осаждениями на крейсерском (а) и номинальном (б) режимах с заданием пепловой концентрации согласно требованиям EASA.

На режиме полетного малого газа видимой аккумуляции не наблюдается.



а б

Рис. 2. Моделирование пепловых осаждений: а) на крейсерском режиме; б) на номинальном режиме

Из представленных данных следует, что для условий попадания вулканического пепла с концентрацией согласно нормам EASA внешний вид сопловой лопатки турбины газотурбинного двигателя носит практически неизменный характер. Перекрытий отверстий перфорации не наблюдается. Видно, что результаты моделирования состояния лопатки на крейсерском режиме качественно хорошо совпадают с фотографией внешнего вида лопатки по результатам сертификационного испытания двигателя[8].

Произведено аналогичное моделирование для условий критической концентрации (100 мг/м3, 6 минут). На рис. 3 представлены расчетные площади аккумуляции частиц пепла на поверхности исследуемой сопловой лопатки на крейсерском (а), номинальном (б) и режиме полетного малого газа (в) при запылении, идентичном случаю попадания самолета Boeing 747 с двигателями Rolls-Royce RB211-524D4 в облако пепла вулкана Галунггунг. Материалы дополнены фотографией состояния соплового аппарата первой ступени турбины двигателя RB211-524D4, вулкан Галунггунг.

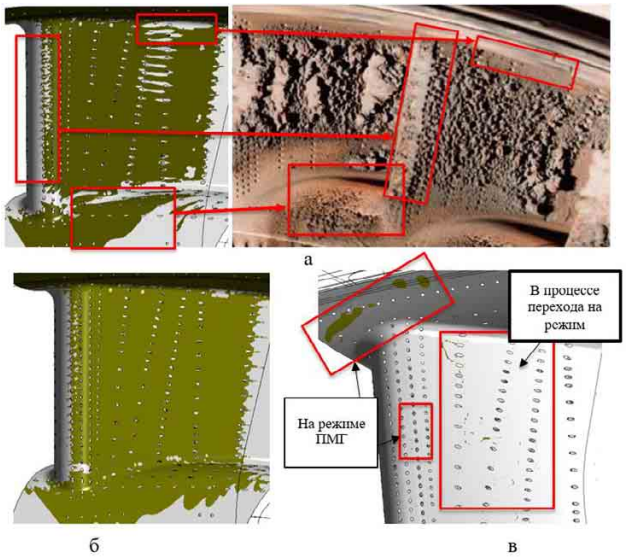


Рис. 3. Внешний вид сопловой лопатки с моделированными пепловыми осаждениями при критической концентрации на крейсерском (а), номинальном (б) и режиме полетного малого газа (в).

Из представленных данных следует, что для условий попадания вулканического пепла с критической концентрацией внешняя поверхность теплозащитного покрытия сопловых лопаток значительно запылена. На крейсерском и номинальном режимах выявлены множественные перекрытия отверстий перфорации.

На рис. 4 показано тепловое состояние исследуемой лопатки на крейсерском (а), номинальном (б) режимах, рассчитанное для геометрий, соответствующих запылённым лопаткам при критических концентрациях вулканического пепла. На режиме полетного малого газа тепловое состояние не изменяется вследствие отсутствия запыления отверстий перфорации.

На рис. 4б выноской показана зона на поверхности теплозащитного покрытия запылённой лопатки, в которой достигается максимальная температура, на 10% превышающая верхнее значение диапазона рабочих температур покрытия. При этом для крейсерского режима максимальная температура поверхности лопатки после запыления на 7,5% ниже верхнего значения диапазона рабочих температур покрытия. Следует отметить, что средняя по корыту температура увеличилась на 248°С на крейсерском режиме и на 322°С – на номинальном.

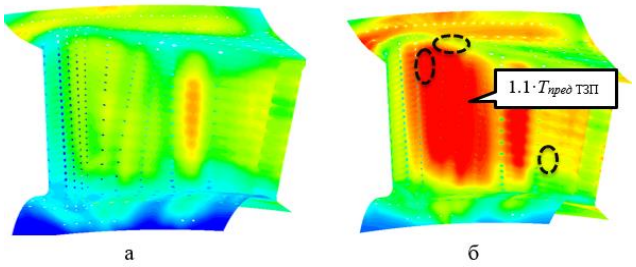


Рис. 4. Тепловое состояние лопатки при запылении отверстий перфорации после воздействия критической концентрации вулканического пепла на крейсерском (а), номинальном (б) режимах

Были определены средняя, максимальная и минимальная температура поверхности теплозащитного покрытия на трех режимах работы до и после запыления.

Видно, что изменение теплового состояния лопатки напрямую связано с запылением отверстий перфорации и режимом работы двигателя, а ухудшение качества пленочного охлаждения ожидаемо приводит к кардинальному повышению температуры теплозащитного покрытия.

Возникновение областей высоких градиентов температур (рис. 4б, черный пунктир) в зоне входной кромки на периферийном сечении профиля, в зоне перехода от профильной части к полке на периферийном сечении корыта, в зоне нижней трети корыта вблизи последнего ряда охлаждающих отверстий на корыте может стать критическим с точки зрения накопления повреждений в структуре теплозащитного покрытия. В частности, как указано в [9], это может привести к интенсификации нарастания толщины термостимулированной оксидной зоны, спеканию керамического теплобарьерного слоя, а также росту термических напряжений из-за разницы в значениях температурных коэффициентов линейного расширения различных слоев системы теплозащитного покрытия и, как следствие, к сколу керамического слоя.

3 Заключение

В настоящей статье представлены результаты 3D численного моделирования теплового состояния лопатки соплового аппарата первой ступени турбины высокого давления после воздействия вулканического пепла на различных эксплуатационных режимах двигателя - крейсерском, номинальном и полетном малом газе.

Тепловые расчеты проведены в сопряженной постановке задач газодинамики и теплообмена для условий попадания на вход двигателя вулканического пепла с концентрацией согласно нормативным требованиям EASA, а также для критических условий полета в облаке вулканического пепла, когда возможно выключение двигателей в полете (на примере двигателя Rolls-Royce RB211-524D4 самолета Boeing 747 в облаке вулкана Галунггунг).

Установлено, что для условий попадания на вход двигателя вулканического пепла с концентрацией согласно требованиям EASA, запыления отверстий перфорации сопловой лопатки турбины высокого давления не происходит, тепловое состояние лопатки остается практически неизменным.

При критических условиях запыления происходят множественные перекрытия отверстий перфорации, которые приводят к нарушению пленочного охлаждения сопловой лопатки и значительному увеличению её температуры, как на крейсерском, так и на номинальном режимах.

Наличие на поверхности соплового аппарата областей с температурой свыше 1200°С на номинальном режиме влечет за собой структурные изменения теплозащитного покрытия и деградацию его жаростойкого и теплобарьерного слоев.

Другой выявленной особенностью теплового состоянии сопловой лопатки является возникновение существенной неравномерности её температурного поля как по высоте лопатки, так и по профилю.

Полученные расчётные данные об изменении теплового состояния охлаждаемых сопловых лопаток убедительно подтверждают общие рекомендации ICAO о том, что в случае попадания самолета в облако вулканического пепла необходимо немедленно уменьшать тягу маршевого двигателя до малого газа и далее принять меры для скорейшего выхода из облака вулканического пепла.

Список использованных источников

[1] Руководство по облакам вулканического пепла, радиоактивных материалов и токсических химических веществ// International Civil Aviation Organization, издание третье, 2015. – 210 с.

[2] Clarkson R. Volcanic Ash Impacts on Jet Engines and Developments since 2010 // Rolls-Royce (Aero Engines), 29th January 2019. 23 p.

[3] Przedpelski Z., Casadevall Th. Impact of Volcanic Ash from 15 December 1989 Redoubt Volcano Eruption on GE CF6-80C2 Turbofan Engines// Proceedings of the First International Symposium on Volcanic

[4] Davison C. R., Rutke T. Assessment and Characterisation of Volcanic Ash Threat to Gas Turbine Engine Performance// National Research Council Canada, Ottawa, Canada, August 2014.

[5] Guffanti M., Casadevall, T.J., Budding K. Encounters of aircraft with volcanic ash clouds: a compilation of known incidents, 1953-2009: U.S. Geological Survey Data Series 545, 2010.

[6] Рысин Л.С., Мокроус М.Ф. Вулканический пепел – проблема для газотурбинных двигателей // Авиационные двигатели № 1(22). – с. 5-10, 2024.

[7] Попова Д. Д. Моделирование зоны генерации жидкой фазы вулканического пепла на крейсерском режиме авиационного газотурбинного двигателя // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. 2023. Т. 1. С. 188-190.

[8] Иноземцев А.А., Попова Д.Д. Исследование устойчивости авиационного двигателя ПД-14 к воздействию вулканического пепла/ Иноземцев А.А. и др. // Вестник УГАТУ, Том 26 №2 (96), 2022.

[9] Будиновский С. А., Стехов П. А., Доронин О. Н., Артеменко Н. И. Основные механизмы разрушения керамического слоя теплозащитных покрытий (обзор) // Труды ВИАМ 2019. №2 (74), 2019. С. 105-112.

ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ АВИАЦИОННОГО ГТД С УЧЁТОМ ПОДМЕШИВАНИЯ ГАЗА В ПРИВТУЛОЧНЫХ ПОЛОСТЯХ ТУРБИНЫ

А.Ю. Тисарев, М.В. Лаврушин, К.А. Миронова, К.К. Нестерова
ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара

Предложен подход определения граничных условий конвективного теплообмена в привтулочных полостях турбины с учётом возможного подмешивания газа из проточной части. Реализована возможность интеграции модели втекания газа в гидравлическую модель пневмосистемы, что позволило более корректно определить температурное распределение деталей внутренних корпусов сопловых аппаратов и рабочих колёс по результатам теплогидравлического и термомеханического анализа. Предложенный подход был апробирован при термомеханическом расчёте авиационного ГТД. Полученные результаты расчётного анализа были подтверждены результатами термометрирования.

AEROENGINE THERMOMECHANICAL ANALYSIS WITH TAKING INTO ACCOUNT HOT GAS INGRESS IN TURBINE RIM CAVITIES

A.Yu. Tisarev, M.V. Lavrushin, K.A. Mironova, K.K. Nesterova
JSC UEC-Kuznetsov, Samara

An approach to determine heat transfer boundary condition in the turbine rim cavities with taking into account the possible hot gas ingress from the flow path is proposed. The integration of the hot gas ingress model into hydraulic model of the secondary air system made it possible to more accurately determine temperature distribution of the turbine parts based on the results of thermohydraulic and thermomechanical analysis. The proposed approach was tested in the aeroengine thermomechanical calculation. The obtained results were confirmed by the temperature measurement.

1 Введение

Обеспечение высоких удельных параметров газотурбинного двигателя при удовлетворении требований по ресурсным показателям его деталей является одной из главных задач в рамках выполнения опытно-конструкторских работ. Ресурсные показатели турбины в значительной степени зависят от температур материала, которые обеспечиваются системой охлаждения. Важным вопросом является обеспечение достаточности наддува привтулочных полостей турбин (рис. 1), влияющего на температурное распределение на дисках, дефлекторах и замковых соединений рабочих колёс, а также внутренних корпусов сопловых аппаратов.

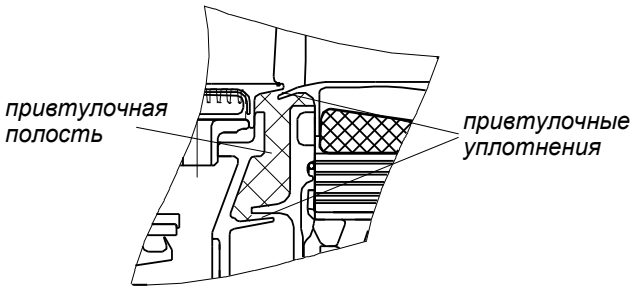


Рис. 1. Пример привтулочной полости и привтулочного уплотнения турбины

Особенностью привтулочных полостей от других воздушных каналов пневмосистемы двигателя является то, что горячий газ из проточной части турбин втекает во внутренние привтулочные полости даже при значительном подводе охлаждающего воздуха. Существует 2 основных механизма втекания газа: посредством насосного эффекта, вызванного вращением диска; за счёт асимметрии статического давления в проточной части [1].

Втекание газа в привтулочные полости, как правило, осуществляется вдоль стенки корпуса в областях повышенного статического давления в проточной части (рис. 2). При этом, подводимый воздух для нужд охлаждения примыкает к вращающемуся диску, создавая относительно холодную прослойку между диском и горячим газом (рис.3). При центробежном течении температура буферной прослойки увеличивается, в основном, за счёт подмешивания горячего газа. Таким образом, температура среды, омывающей детали ротора может быть заметно ниже температуры среды, участвующей в теплообмене с корпусными элементами конструкции. Опубликовано множество исследований, посвящённых определению эффективности охлаждения стенок в привтулочных полостях, определённых через концентрацию индикаторного

газа. Данный параметр с достаточной точностью может использоваться в качестве безразмерной температуры газовоздушной смеси [2].

$$\varepsilon = \frac{c - c_{an}}{c_o - c_{an}} \approx \frac{T_{ad} - T_{an}^*}{T_o^* - T_{an}^*}, \quad (1)$$

где ε – эффективность охлаждения; c – концентрация индикаторного газа (o – в охлаждающем воздухе; an – в проточной части турбины); T^* – температура (o – охлаждающего воздуха; an – газа в проточной части турбины); T_{ad} – температура газовоздушной смеси в области стенки в условиях отсутствия теплообмена.

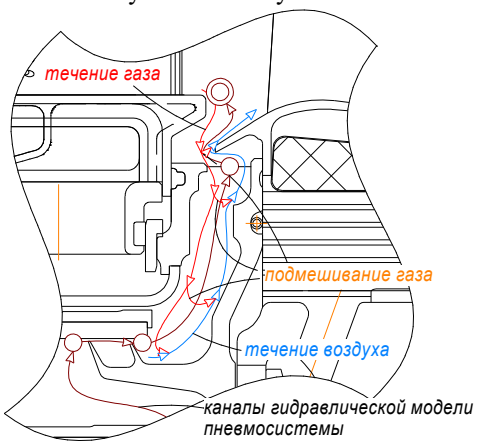


Рис. 2. Схема течения газовоздушной смеси в привтулочных полостях турбины

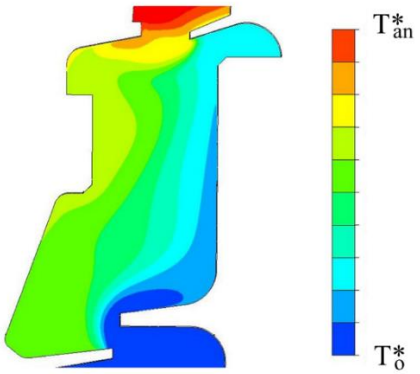


Рис. 3. Распределение температуры газовоздушной смеси в привтулочных полостях

В данной работе предложен один из возможных подходов по интеграции модели втекания газа в теплогидравлическую и термомеханическую модель двигателя для возможности определения температурного состояния деталей с учётом изменения параметров охлаждающего воздуха и осевых зазоров между рабочим колесом и элементами внутренних корпусов сопловых аппаратов.

2 Математическая модель втекания газа

Модель втекания газа представляет собой зависимость эффективности охлаждения стенок в привтулочных полостях от параметров потока для разных конфигураций привтулочных полостей и уплотнений. На начальных этапах проектирования возможно использовать имеющиеся и приведённые в литературе зависимости, полученные для типовых упрощённых конструктивных исполнений привтулочных полостей и уплотнений, например, в [3].

Для возможности учёта всех конструктивных особенностей привтулочных полостей и уплотнений следует выполнять модельные экспериментальные исследования или численный газодинамический анализ. Модель для CFD анализа должна включать помимо привтулочной полости области межлапаточных каналов соплового аппарата и рабочей лопатки. Расчёт часто должен выполняться в нестационарной постановке, поскольку стационарные результаты не всегда адекватно прогнозируют втекание газа с точностью, достаточной для практического применения.

По результатам проведения параметрических исследований формируются критериальные уравнения для эффективности охлаждения стенок в привтулочных полостях в зависимости от комплекса подобия, характеризующего течение потока в околодисковом пространстве и геометрического симплекса, описывающего изменение осевого зазора в полости или радиального зазора привтулочного уплотнения.

Для аппроксимации использовалась степенная функция, которая позволила обеспечить высокие коэффициенты корреляции:

$$\varepsilon = \mathrm{C} \cdot \Phi^n G_c^m, \quad (2)$$

где Ф – комплексный параметр для охлаждающего воздуха; G_c – относительный зазор в полости; C, n и m – постоянные величины.

3 Интеграция модели втекания газа в термомеханическую модель ГТД

Термомеханическая модель изделия включает в себя 3 модели: гидравлическая модель пневмосистемы (базируется на 0D-1D моделях гидравлических потерь, критериальных уравнениях теплообмена и др.); модели для решения задачи теплопроводности и анализа напряжённо-деформированного состояния (часто 2D осесимметричная модель изделия или его составной части). Интеграция модели втекания газа реализована посредством модернизации канала течения вдоль вращающегося диска внедрением дополнительной модели, предназначенной для определения эффективности охлаждения и, соответственно, температуры среды, омывающей стенки деталей рабочего колеса и внутреннего корпуса соплового аппарата. Для возможности учёта изменения температур газовоздушной смеси вдоль поверхностей ротора и корпуса реализована

возможность теплообмена с 4 границами в рамках одного канала (условно 2 границы для поверхностей ротора и 2 границы для поверхностей корпуса). Привтулочные полости могут моделироваться одним или двумя каналами (внедрено в первую очередь для возможности моделирования привтулочных полостей с двойными привтулочными уплотнениями). Таким образом, для каждой привтулочной полости возможно реализовать теплообмен с 8 границами стенок.

Последовательность расчёта в гидравлической модели пневмосистемы следующая.

Шаг 1. Определяются эффективности охлаждения стенок в привтулочных полостях по заданным критериальным уравнениям.

Шаг 2. Определяется температура газовоздушной среды через эффективность охлаждения при известной температуре газа в проточной части (используется температура газа на выходе из лопаточного венца, определённая на расстоянии 5% от высоты проточной части) и температуры охлаждающего воздуха.

Шаг 3. Определяется температура воздуха на выходе из канала с учётом подогрева воздуха посредством конвективного теплообмена и подвода работы от вращающихся дисков.

Шаг 4. Определяется температура газовоздушной смеси для каждой участвующей в теплообмене границы с учётом подогрева воздуха (шаг 3). При рассмотрении вращающейся границы, температура определяется в относительной системе координат через рассчитанный коэффициент закрутки потока в канале.

Температуры газовоздушной смеси уточняются в рамках итерационного расчёта гидравлической модели.

После выполнения гидравлических расчётов полученные температуры газовоздушной смеси и коэффициенты конвективной теплоотдачи используются в качестве граничных условий при решении задачи теплопроводности. Уточнение температур сред и температур стенок выполняется посредством итерационного теплогидравлического расчёта.

Термомеханический анализ позволяет определять осевые и радиальные перемещения конструктивных элементов, формирующих привтулочные полости. Таким образом, в гидравлическом расчёте имеется возможность уточнить осевые и радиальные зазоры элементов конструкции, которые влияют не только на эффективность охлаждения стенок, но и на потокораспределение в пневмосистеме. Результатом итерационного термомеханического расчёта являются окончательные значения температур материалов и зазоров в конструкции.

4 Результаты исследований

Математические модели втекания газа были внедрены для четырёх привтулочных полостей турбины: за сопловым аппаратом ТВД; за рабочим колесом ТВД; за сопловым аппаратом ТСД и рабочим колесом ТСД.

Несмотря на то, что самые высокие температуры газа и охлаждающего воздуха имеют место за сопловым аппаратом ТВД, температуры газовоздушной смеси были получены наименьшими. Объясняется это тем, что в данной полости возможно организовать эффективную работу двойного привтулочного уплотнения, сформированного трактообразующей полкой рабочего колеса ТВД и элементами внутреннего корпуса соплового аппарата. Это достигается за счёт того, что осевое температурное расширение более значительно для корпуса, чем для ротора, что приводит к уменьшению осевого зазора в привтулочной полости.

Для привтулочной полости за рабочим колесом ТВД было получено значительное подмешивание горячего газа, которое может быть объяснено увеличением осевого зазора и отсутствием эффективных привтулочных уплотнений. Результаты термомеханического расчёта показали проблему перегрева внутреннего корпуса соплового аппарата ТСД. В следствие перегрева радиальный зазор лабиринтного уплотнения значительно увеличился, что привело к утечкам газовоздушной смеси из привтулочной полости перед сопловым аппаратом в междисковую полость турбины.

Полученные результаты были подтверждены результатами термометрирования на полноразмерном двигателе. Предложенные конструктивные мероприятия по повышению эффективности наддува привтулочной полости позволили снизить температуру внутреннего корпуса соплового аппарата и, как следствие уменьшить радиальный зазор в лабиринтном уплотнении.

5 Заключение

Предложенный подход интеграции модели втекания газа в термомеханическую модель ГТД позволил выполнить оценку температурного состояния турбины с учётом подмешивания газа в привтулочных полостях при учёте изменения параметров охлаждающего воздуха и изменения осевого зазора между сопловым аппаратом и рабочим колесом турбины в процессе эксплуатации по циклу. Выполненный нестационарный термомеханический анализ показал, что учёт подмешивания газа имеет значительное влияние как на температурное состояние деталей турбины, так и на величины радиальных

зазоров под сопловыми аппаратами, что может привести к нарушению работы пневмосистемы. Корректный учёт подмешивания газа в привтулочных полостях турбины способствует принятию обоснованных решений при проектировании или модернизации конструкции элементов, формирующих привтулочные полости.

Полученные результаты работы являются продуктом деятельности ОДК.

Список использованных источников

[1] B.V. Johnson, G.J. Mack, R.E. Paolillo, W.A.Daniels. Turbine Rim Seal Gas Path Flow Ingestion Mechanisms. AIAA Paper. AIAA–94–2703. 1994.

[2] S. Tian, Y. Zhang, W. Su. Effects of Gas-Ingestion through Turbine Rim Seals on Flow and Heat Transfer in the Wheel-space. ASME Paper GT2014-26635. 2014.

[3] L.I. Mear, J.M. Owen, G.D. Lock. Theoretical model to determine effect of ingress on turbine discs. Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition GT2015. GT2015-42326. 2015.

ПРИМЕНЕНИЕ ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ДЛЯ НАСТРОЙКИ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОХЛАЖДЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С.О. Швалев
АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь,
ФГАОУ ВО «ПНИПУ», Пермь

В настоящее время для выполнения гидравлических расчетов системы вторичных потоков газотурбинных двигателей применяется графоаналитический метод. Несмотря на высокую скорость расчета и создания моделей, данный метод требует ручной корректировки сопротивления каналов, в некоторых случаях это может занимать значительное количество времени. Для ускорения расчетов был предложен способ подбора параметров каналов гидравлической модели с помощью генетического алгоритма. В результате оптимизации гидравлической модели с помощью генетического алгоритма была получена модель с низкой погрешностью относительно эксперимента. Данный опыт может быть полезен для верификации сложных гидравлических моделей.

APPLICATION OF GENETIC ALGORITHM FOR SETTING HYDRAULIC COOLING MODELS OF GAS TURBINE ENGINES

S.O. Shvalev
UEC-Aviadvigatel, Perm, Russia
PNRPU, Perm, Russia

Currently, the grapho-analytical method is used to perform hydraulic calculations of the secondary air system of gas turbine engines. Despite the high speed of calculation and model creation, this method requires manual adjustment of channel resistance, which in some cases can take a significant amount of time. To speed up calculations, a method for selecting the channel parameters of the hydraulic model using a genetic algorithm was proposed. As a result of optimizing the hydraulic model using a genetic algorithm, a model with a low error relative to the experiment was obtained. This experience can be useful for verifying complex hydraulic models.

1 Введение

Система вторичных потоков (СВП) является важной частью газотурбинного двигателя и газотрубинной установки (ГТУ). При проектировании и доводке ГТУ требуется проводить множество расчетов СВП. Для этих целей в Харьковском политехническом институте был разработан графоаналитический метод расчета систем охлаждения газотурбинных двигателей [1]. Данный метод реализован в виде программного комплекса, который применяется на многих двигателестроительных предприятиях.

Графоаналитический метод рассчитывает параметры внутри системы охлаждения с помощью коэффициентов гидравлических сопротивлений из [2]. Однако данные коэффициенты получены в лабораторных условиях, которые существенно отличаются от условий внутри воздушных каналов ГТУ [3]. Поэтому для верификации гидравлических моделей требуется дополнительная настройка параметров каналов. К сожалению, подбор параметров может занимать значительное количество времени. Для автоматизации подбора параметров гидравлической модели была разработана программа, реализующая поиск оптимальных параметров на основе результатов эксперимента или более точного газодинамического расчета. Поиск оптимальных параметров для каналов осуществляется с помощью генетического алгоритма.

2 Генетический алгоритм

Генетические алгоритмы основаны на принципах естественного отбора и относятся к стохастическим методам. ГА успешно применяются в различных областях технических наук. В общем виде схема работы алгоритма представлена на рис. 1.

В качестве исходных данных для генетического алгоритма передается базовая гидравлическая модель, параметры которой следует оптимизировать. В качестве хромосом выступают параметры каналов, которые подбираются в ходе выполнения ГА. Для них указывается допустимый диапазон значений и разряд числа. Также задается максимальный и минимальный размер популяции. Одним из самых важных параметров является функция сходимости, по которой

оценивается представленное решение. Функция сходимости выбирается в зависимости от конкретной задачи. Для гидравлической модели в качестве функции принята относительная погрешность результатов относительно целевых значений (результатов эксперимента или более точного моделирования): чем меньше относительная погрешность модели, тем выше функция сходимости (выживаемость особи). Дополнительно указывается тип отбора, кроссинговера и мутации. Критерием остановки может быть достижение предельного количества поколений, функции сходимости или её неизменность на протяжении нескольких поколений.

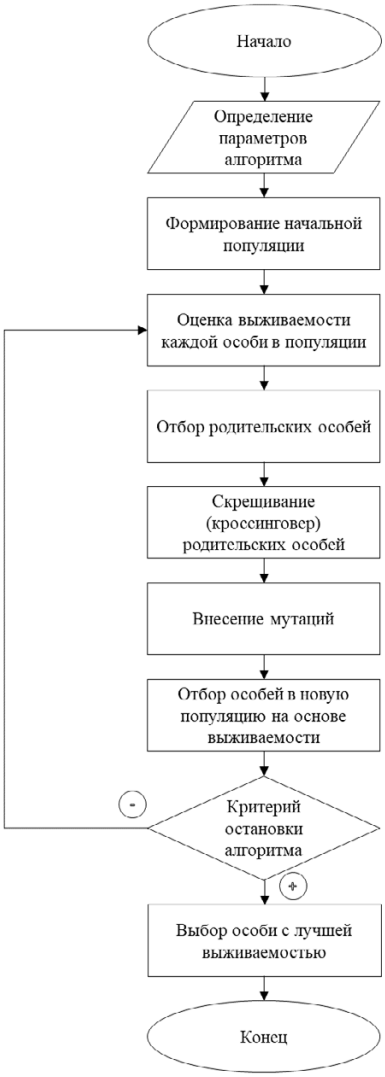


Рис. 1. Схема работы генетического алгоритма

3 Примеры оптимизации гидравлических моделей

В качестве примера был взят гидравлический расчет охлаждения корпуса силовой турбины. Воздух к данному корпусу подводится от КВД по трубопроводам и далее проходит последовательно через семь полостей, соединенных между собой каналами круглой или прямоугольной формы. В модели учитываются возможные утечки через стыки секторов сопловых лопаток и корпуса. В качестве граничных условий задается давление и температура в месте отбора от КВД, а также в проточной части за каждой ступенью. В качестве целевых (экспериментальных) данных выступают замеренный расход воздуха через трубу подвода, а также измеренные давления в каждой из 7-и полостей корпуса.

Следует отметить, что утечки и гидравлические сопротивления связывающих полости каналов очень сильно влияют на определяемый расход и давления в полостях, из-за чего настройка модели требует перебора множества сочетаний параметров. В качестве переменных параметров гидравлической модели выбраны коэффициенты сужения и расширения каналов. Другие геометрические параметры остаются постоянными. Также для утечек дополнительно подбирается размер щели.

Целевая функция учитывает относительную погрешность расчета расхода отбираемого воздуха, а также давлений внутри полостей корпуса.

В результате выполнения генетического алгоритма было получено решение, при котором максимальная относительная погрешность параметров не превышала 2,8%. Результат был достигнут на 37-м поколении (рис. 2).

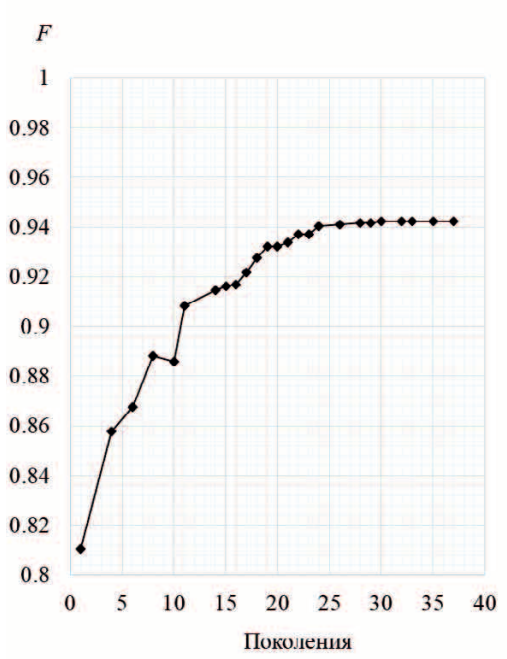


Рис. 2. Изменение функции сходимости в процессе выполнения ГА

4 Заключение

Применение ГА для настройки гидравлических моделей показало свою эффективность. Удалось существенно снизить время на верификацию моделей.

Данный опыт может быть полезен для расчета системы вторичных потоков внутри ГТУ.

Список использованных источников

[1] Копелев, С. З. Конструкция и расчет систем охлаждения / С. З. Копелев, А. Ф. Слитенко; под. ред. Слитенко А.Ф. – Харьков : изд-во «Основа» при Харьк. ун-те, 1994. – 240 с. – ISBN 5-7768-0390-Х. – Текст : непосредственный.

[2] Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М. О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп.. – Москва : Машиностроение, 1992. – 672 с. – ISBN 5-217-00393-6. – Текст : непосредственный.

[3] Тихонов, А. С. Оценка достоверности методов математического моделирования для исследования течения воздуха во внутренних полостях охлаждаемых лопаток газовых турбин / А. С. Тихонов // Тяжелое машиностроение. – 2010. – № 6. – С. 6-9. – ISSN 0131-1336. – Текст : непосредственный.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЗДУШНЫХ УПЛОТНЕНИЙ

Ю.М. Темис, А.В. Селиванов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены вопросы построения математических моделей для расчета и проектирования перспективных воздушных уплотнений для газотурбинных двигателей. Приведены примеры моделей и результаты расчетного исследования контактного щеточного уплотнения, бесконтактного пальчикового уплотнения и комбинированного щеточного уплотнения с учетом изменения условий их работы по режимам модельного полетного цикла.

NUMERICAL SIMULATION OF ADVANCED AIR SEALS

Y.M. Temis, A.V. Selivanov
CIAM, Moscow, Russia

Mathematical simulation approaches and models are discussed towards to calculating and designing advanced air seals for gas-turbine engines. As example, numerical simulation results are given for brush seal, noncontacting finger seal and floating hybrid brush seal taking into account their work during model flight cycle.

Введение

Для обеспечения высокой эффективности газотурбинных двигателей необходимо внедрение новых конструктивных решений, в том числе для герметизации зазоров между неподвижными и вращающимися деталями. Существенным недостатком используемых в настоящее время лабиринтных уплотнений является невозможность компенсировать изменение зазора по режимам полетного цикла, вызванное деформацией деталей уплотнительного узла как части конструктивно-силовой схемы двигателя. Монтажный зазор в таких условиях определяется минимальным (по циклу) зазором, а рабочий зазор на других режимах может быть избыточным, что ведет к увеличению невозвратных утечек воздуха и снижению эффективности двигателя.

Для решения этой проблемы были предложены конструкции уплотнений, позволяющие частично или полностью компенсировать изменение зазора в уплотнительном узле за счет перекрытия зазора множеством радиально-податливых элементов (тонких проволок, лепестков, пластинок) или за счет использования упруго-подвешенных сегментных надроторных колец [1–3], рис. 1.

В первом случае адаптивность уплотнения обеспечивается радиальным смещением консольно-закрепленных элементов при контакте с ротором (щеточные и контактные пальчиковые уплотнения).

Во втором случае предполагается автономная регулировка положения сегментов под действием давления напорного потока и индуцированных вращением ротора подъемных сил (пластинчатые, лепестковые, фольговые и комбинированные уплотнения). В результате возможно установить меньший (по сравнению с лабиринтным уплотнением) монтажный зазор и обеспечить меньшую утечку воздуха.

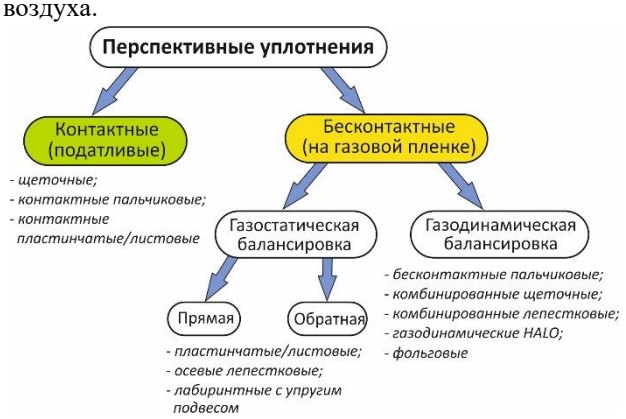


Рис. 1. Типы перспективных уплотнений

В настоящее время за рубежом широко используются щеточные уплотнения [4], установленные в двигателях семейства GE90, редукторных ТРДД серии PW1100G-JM, PW1500G, CFM56-5B и др. Другие типы уплотнений, несмотря на успешные стендовые испытания, пока не получили широкого распространения применительно к авиационным двигателям.

Аспекты математического моделирования

Проектирование и расчет перспективных уплотнений является многодисциплинарной комплексной задачей из-за наличия в их конструкций податливых и упруго-закрепленных элементов. Рабочее положение этих элементов зависит

от относительных перемещений в системе ротор–корпус, а также от действующих аэродинамических и тепловых нагрузок. При расчетах необходимо учитывать изменение параметров воздушного потока, теплового и напряженно-деформированного состояния деталей уплотнительного узла в течение полетного цикла. Кроме того, для щеточных уплотнений характерна установка с малым, а в некоторых случаях с нулевым монтажным зазором, что требует постановки и решения задачи тепловыделения и износа при трении.

Таким образом, алгоритм проведения вычислительного эксперимента при исследовании работы контактных и бесконтактных уплотнений в составе двигателя опирается на решение комплекса связанных задач «газовая динамика – напряженно-деформированное состояние – аэроупругость – трибология». Дерево задач вычислительного эксперимента показано на рис. 2.

Математическая модель уплотнения в общем случае должна быть интегрирована в информационное поле цифрового двойника двигателя: термонапряженное состояние деталей узла определяет тепловые, силовые и кинематические граничные условия при расчете уплотнения, в то время как расходная характеристика уплотнения влияет на параметры течения воздуха в тракте охлаждения и, соответственно, тепловое состояние омываемых деталей. Дополнительно должно быть исследовано влияние уплотнения на динамические характеристики ротора.

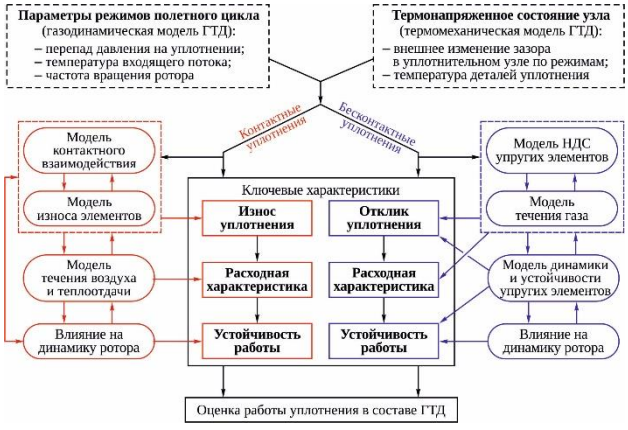


Рис. 2. Дерево задач вычислительного эксперимента при исследовании контактных и бесконтактных уплотнений

Обобщение результатов исследований

В 2010 – 2024 гг. в ЦИАМ был выполнен комплекс преимущественно расчетных исследований перспективных воздушных уплотнений контактного (щеточные) и бесконтактного (пальчиковые, фольговые, газодинамические комбинированные) типов. Результаты этих исследований частично представлены в статьях [5 – 7].

Обобщение полученных результатов и данные о внедрении новых уплотнений зарубежными компаниями, производителями авиационных двигателей, позволяют спрогнозировать консервативный сценарий внедрения уплотнений в отечественные авиационные двигатели:

- уплотнения проточной части будут соответствовать кольцевой и лабиринтной схемам, применяемым в настоящее время; повышение эффективности этих уплотнений будет связано с совершенствованием систем управления радиальным зазором в ступенях компрессора и турбины с целью уменьшения как средней величины зазора (за счет более активного регулирования), так и его окружной неравномерности;

- основные уплотнения вторичного тракта, в том числе уплотнения думисной полости за КВД и системы охлаждения ТВД, будут усовершенствованы путем замены лабиринтных уплотнений на уплотнения щеточного типа, а впоследствии – на усовершенствованные щеточные и комбинированные газодинамические уплотнения;

- сложность обеспечения требуемого аэродинамического отклика сегментов упруго-подвешенного кольца в широком диапазоне условий работы авиационных двигателей накладывает ограничения на возможность использования бесконтактных «плавающих» (пальчиковых, лепестковых, пластинчатых и др.) уплотнений в ближайшей перспективе; вместе с тем, эти уплотнения могут быть рассмотрены для повышения эффективности стационарных газотурбинных установок.

Заключение

Основные уплотнения отечественных авиационных газотурбинных двигателей, в том числе уплотнения думисной полости за компрессором, внутренних полостей турбины и опор, могут быть усовершенствованы путем замены на щеточные уплотнения в течение ближайших лет и на усовершенствованные щеточные и комбинированные газодинамические уплотнения в двигателях следующего поколения.

Для успешного внедрения щеточных уплотнений в отечественные авиадвигатели необходимо совершенствование технологии изготовления уплотнений, разработка и валидация методик их расчета и проектирования с учетом работы в составе двигателя и создание стендов для проведения расходных и ресурсных испытаний.

Список использованных источников

[1] Sealing in turbomachinery / R.E. Chupp, R.C. Hendricks, S.B. Lattime, B.M. Steinetz / NASA. Cleveland: Glenn Research Center, August 2006. 56 p. NASA/TM–2006-21434.

[2] Каджардузов П.А. Уплотнения газотурбинных двигателей. М.: ЦИАМ, 2018. 171 с. (Труды ЦИАМ; № 1357).

[3] Темис Ю.М., Селиванов А.В. Перспективные уплотнения для газотурбинных двигателей // Авиационные двигатели. 2021. № 2 (11). С. 43–60.

[4] Brush seals: World class sealing technology / MTU Aero Engines. 11 p. URL: https://www.mtu.de/fileadmin/EN/7_News_Media/2_Media/Brochures/Technology/Brush_seals.pdf (дата обращения: 03.02.2021).

[5] Селиванов А.В., Дзева И.Ю. Динамическая модель бесконтактного пальчикового уплотнения // Известия МГТУ «МАМИ». 2015. Т. 4, № 3 (25). С. 55–65.

[6] Темис Ю.М., Селиванов А.В., Дзева И.Ю. Математическая модель комбинированного щеточного уплотнения // Машиностроение и инженерное образование. 2015. № 4 (45). С. 50–61.

[7] Струков А.А., Голубкин В.С., Горячев А.В. Исследования высокоэффективных уплотнений с упругими элементами для перспективных ГТД // Международный форум двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению: тезисы статей: НТКД-2016: 19–21 апреля 2016 года : г. Москва. С. 277–280.

СТЕНДОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГРАФИТОВЫХ УПЛОТНЕНИЙ МАСЛЯНЫХ ПОЛОСТЕЙ ОПОР РОТОРОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД

А.В. Мендохов, А.В. Кошелев, А.И. Евдокимов, С.В. Морозов
Филиал АО «ОДК» «НИИД», Москва

Представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований по выбору графитового материала для контактных уплотнений. Разработан и изготовлен стенд для испытаний контактных графитовых уплотнений (ГУ), в близких к реальным условиям работы узла уплотнения на двигателе. Рассмотрены основные особенности разработанной конструкции радиально-торцевого контактного графитового уплотнения (РТКУ) для масляных полостей опор ротора перспективного двигателя, а также приведены результаты первых этапов стендовых испытаний разработанного РТКУ с оценкой его характеристик. Показано, что наилучшими свойствами обладает пиролитический графит изотропный марки ОУН в паре с покрытием ВК-25М. Разработанная конструкция РТКУ обеспечивает требуемую герметичность при заданных частотах вращения ротора, температуре и давлении воздуха в полостях.

STAND-IN RESEARCH OF GRAPHITE SEALINGS OIL HOLES OF ROTOR SUPPORTING ELEMENTS OF PROSPECTIVE GAS-TURBOCHAPACITY ENGINES

Mendokhov A.V., Koshelev A.V., Evdokimov A.I., Morozov S.V.
Branch of JSC "ODK" "NIIID", Moscow

The results of calculation and experimental studies on the choice of graphite material for contact seals are presented. A test bench for testing contact graphite seals, in close to real conditions of operation of the seal unit on the engine, has been developed and manufactured. The main features of the developed design of a radial-end contact graphite seal for the oil cavities of the rotor supports of a promising engine are considered, and the results of the first stages of bench tests of the developed radial-end contact graphite seal with an assessment of its characteristics are presented. It is shown that the best properties are possessed by pyrolytic graphite isotropic brand OUN in pair with coating VK-25M. The developed design of radial-end contact graphite seal provides
the required tightness at the specified rotor rotation frequencies, temperature and air pressure in the cavities.

Введение

Анализ конструктивно-компоновочных схем отечественных и зарубежных газотурбинных двигателей (ГТД) ранних, современных и перспективных разработок демонстрирует, что для герметизации масляных полостей опор роторов традиционно применяются два основных типа уплотнений: бесконтактные, например, лабиринтные, (рис. 1) и контактные, например, радиально-торцевые, (рис. 2). Бесконтактные уплотнения обладают преимуществом в ресурсе эксплуатации, в то время как контактные обеспечивают более высокую степень герметичности полостей [1, 2].

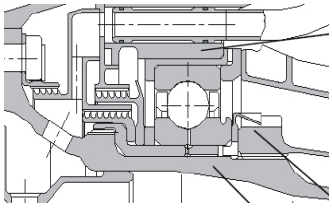


Рис. 1. Узел с бесконтактным лабиринтным уплотнением

В контактных уплотнениях, разработка которых остается актуальной при создании перспективных, включая большеразмерные ГТД, ключевыми элементами являются контактные кольца из графитовых материалов. Современные графитовые материалы, такие как АТГ, ПУМА, ПУМА-С и др., не всегда соответствуют повышенным требованиям к работе опор роторов перспективных двигателей. На текущем этапе наиболее перспективным считается пиролитический изотропный графит, обладающий высокой плотностью, чистотой и изотропными свойствами, что минимизирует анизотропию и повышает механическую стабильность. Тем не менее проблема поиска графитового материала, обладающего комплексом свойств – высокой износостойкостью, низким коэффициентом трения, термостойкостью и коррозионной устойчивостью, необходимых для удовлетворения условиям работы опор ротора перспективных двигателей, остается актуальной.

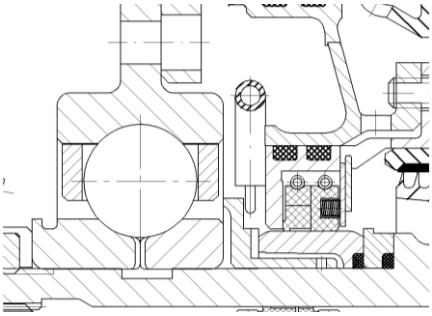


Рис. 2. Узел с контактным РТКУ

В России в настоящее время крайне недостаточно испытательных стендов для исследования свойств контактных графитовых уплотнений, которые могли бы существенно ускорить процесс создания новых конструкций ГУ, уменьшить количество дорогостоящих, трудоёмких, требующих больших средств и времени испытаний в составе натурного двигателя.

Исследования графитового материала для секторов контактного уплотнения

На основе анализа справочных данных и основных физико-механических параметров графитов различных марок (ПУМА-С ТУ 1915-005-07507216-05, АТГ ТУ 1915-095-0020, ПГИ ТУ 30.30.16-073-23042805-2021 (ООО «Вириал»), ПГИ ТУ 1915-099-04806898-2003 (АО «РОЗ»), ОУН по ГОСТ Р 588520 (ООО «НПП Пироуглерод»)) установлено, что пирографит изотропный марки ОУН (объемный углерод наноструктурированный разработки и производства ООО НПП «Пироуглерод») существенно превосходит другие марки графитов по микротвердости, пределам прочности на растяжение, сжатие и изгиб, модулю упругости, ударной вязкости. Вторым по значимости можно считать пирографит изотропный марки ПГИ производства АО «РОЗ».

Для двух марок (ПГИ ОУН и ПГИ от АО «РОЗ») были организованы и проведены трибологические испытания по оценке износостойкости и определения коэффициентов трения. Испытывались пары трения: колодки из графитовых материалов и диски – с покрытием ВК-25М (карбид вольфрама, нанесенный детонационным методом, толщиной 0,15–0,2 мм) и с азотированной поверхностью:

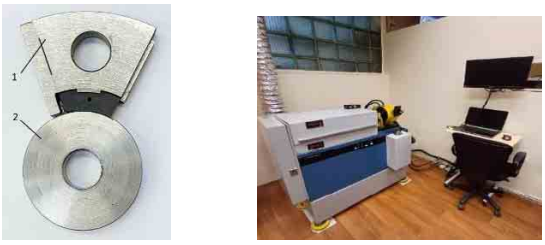
ОУН – ВК-25М;

ОУН – азотированная поверхность;

ПГИ – ВК-25М;

ПГИ – азотированная поверхность.

На рис. 3 представлены образцы пар трения «колодка-диск» и аттестованная установка трения ИМАШ 5018 для испытаний по отработанной экспериментальной методике в Институте машиноведения им. А.А. Благонравова Российской академии наук [3, 4].



а) б)

Рис. 3. Пара трения: 1 - графитовая колодка; 2 – диск с покрытием (а) и установка ИМАШ 5018 (б)

Результаты сравнительных испытаний 32 контактных пар показали, что графит марки ОУН демонстрирует меньшую температуру нагрева, значительно выше износостойкость и ниже коэффициент трения в паре с покрытием ВК-25М по сравнению с парой ПГИ – ВК-25М.

Для образцов из ОУН получены следующие результаты:

- температура нагрева: 29,9 °С;
- износ образца: 0,55 мг;
- коэффициент трения: 0,04.

Для образцов из ПГИ от АО «РОЗ»:

- температура нагрева: 81,8 °С;
- износ образца: 1430 мг;
- коэффициент трения: 0,31.

Разработка конструкции РТКУ и его расчетные исследования

Отличительной особенностью разработанного в филиале АО «ОДК» «НИИД» РТКУ является использование секторов новой конструкции из материала марки ОУН, что позволяет применять его в перспективном ГТД с заданными требованиями к герметичности и ресурсу.

Конструкция узла РТКУ разработана в соответствии с техническим заданием (ТЗ) для реальной опоры ротора перспективного двигателя. Узел включает (рис. 4): корпус графитового уплотнения (1), графитовые сегменты (2), зафиксированные от проворота осевыми фиксаторами (3) и стопорными кольцами (4). Сегменты прижимаются в радиальном направлении пружиной браслетного типа (5) к втулке (6), а в осевом – к корпусу (1) с помощью пружин (7). Узел фиксируется стопорным кольцом (8) в корпусе опоры ротора (9). На контактных поверхностях сегментов (2) выполнены разгрузочные канавки, в которые подводится воздух для снижения усилия прижатия.

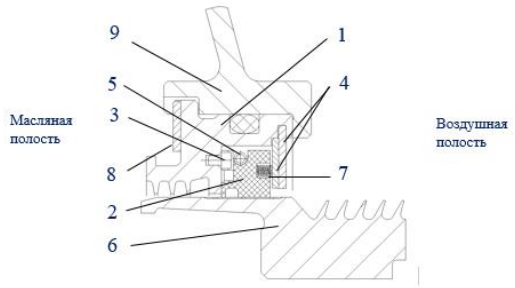


Рис. 4. Конструктивная схема разработанного РТКУ

Для созданного варианта РТКУ проведены расчетные исследования работоспособности совместно с ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» по специализированной методике. Создана объемная конечно-элементная модель для анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) на различных режимах, с учетом сил давления воздуха и контактного взаимодействия между деталями уплотнения. Тепловая конечно-элементная модель позволила оценить динамику теплового состояния деталей при разных коэффициентах трения [5]. Оценка утечек воздуха выполнена с использованием моделей гидравлической сети. Проведённый специалистами ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» анализ показал, что температурные поля и контактные давления не превышают допустимых значений для заложенных материалов, обеспечивая требуемый запас прочности и уплотнительные характеристики в соответствии с ТЗ. Суммарная утечка воздуха через уплотнение на взлетном режиме не превышает предельного значения.

Стенд для динамических испытаний ГУ

Для оценки характеристик как разработанного, так и других вариантов контактных ГУ в филиале АО «ОДК» «НИИД» впервые спроектирован, изготовлен совместно с ПК «Салют» АО «ОДК» и введен в эксплуатацию стенд, обеспечивающий динамические испытания ГУ, с созданием условий работы близкими к условиям работы аналогичного узла уплотнения в составе двигателя.

Схема основного блока испытательного стенда представлена на рис. 5 и включает: двухопорный ротор с роликовым (1) и шариковым (2) подшипниками; съемный узел графитового уплотнения (3); два ряда лабиринтных уплотнений (4) для предмасляной полости и полости наддува; гидроцилиндр (6) для имитации радиальной нагрузки. Стенд оснащен системами измерения параметров и пультом управления.

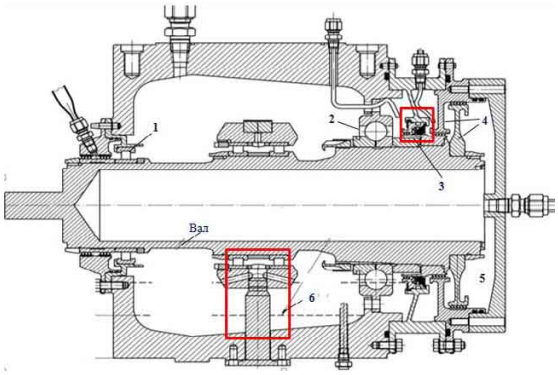


Рис. 5. Схема основного блока испытательного стенда

Основные характеристики стенда: температура воздуха в зоне РТКУ – до 200 °С; частота вращения ротора – до 16 000 об/мин; рабочий диаметр ГУ – от 150 до 230 мм; давление воздуха – до 3 кгс/см².

Результаты стендовых испытаний РТКУ

Динамические стендовые испытания показали, что расход воздуха через разработанное РТКУ при давлении 2 кгс/см² в предмасляной полости и перепаде 1 кгс/см² не превышает требуемых значений по ТЗ во всем диапазоне частот вращения ротора от 1 000 об/мин до 15 500 об/мин. Суммарная наработка РТКУ составила около 60 ч. Оценивалась работоспособность пары трения ОУН – ВК-25М в условиях, приближенных к рабочим. Покрытие ВК-25М толщиной 0,15–0,2 мм нанесено на втулку.

Дефектация деталей узла уплотнения (визуально и с использованием оптической измерительной машины ATOS), включая графитовые сегменты и поверхность покрытия, показала удовлетворительное состояние – отсутствие дефектов, недопустимых для дальнейшей работы уплотнения.

Впервые созданный в филиале АО «ОДК» «НИИД» динамический стенд подтвердил свою работоспособность. Он позволяет проводить испытания и исследования характеристик различных типов ГУ масляных полостей опор ротора, имитируя реальные условия в ГТД.

Покрытие ВК-25М, нанесенное детонационным способом, продемонстрировало высокую эффективность: износ отсутствует по результатам испытаний.

Заключение

Проведенный цикл исследований графитовых уплотнений позволяет заключить, что в России наилучшими трибологическими и механическими свойствами обладает пиролитический изотропный графит марки ОУН от ООО «НПП Пироуглерод», особенно в паре с покрытием ВК-25М.

Динамический стенд филиала АО «ОДК» «НИИД» существенно расширяет возможности изучения характеристик и совершенствования конструкции ГУ различных схем, способствуя созданию уплотнений для современных и перспективных ГТД.

Разработанное РТКУ с секторами из пиролитического графита ОУН по ГОСТ Р 58850-2020, показавшее положительные результаты расчетов и испытаний, рекомендуется для дальнейших испытаний в составе двигателя.

Список использованных источников

[1] Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Учебник. Том 1 и 3. М. - «Машиностроение», 2007. – 208 с. и 232 с.

[2] Андросович И.В. Методика выбора оптимальных конструктивных параметров лабиринтных уплотнений газотурбинного двигателя. Диссертация, канд. тех. наук. МАИ. 2023. – 130 с.

[3] Кошелев А.В., Кулаков О.И., Мендохов А.В., Морозов С.В., Раков Д.Л. Моделирование параметров трения и изнашивания углеродных материалов с использованием регрессивного анализа (на примере контактных пар «металл - углеродный материал») // Проблемы машиностроения и автоматизации, №4с – 2024. - С. 103-110.

[4] Албагачиев А.Ю., Гаврилина Л.В., Кошелев А.В., Кулаков О.И., Морозов С.В., Раков Д.Л. Исследования трибологических характеристик углеродных материалов для уплотнений ГТД // Проблемы машиностроения и надежности машин, №3 - 2025. - С. 93-100.

[5] Гурский Б.Э., Чичинадзе А.В. Тепловая задача трения // Современная трибология: Итоги и перспективы / Отв. ред. К.В. Фролов.- М.: Издательство ЛКИ, 2008.

РАЗРАБОТКА СОВРЕМЕННЫХ ИНЖЕНЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

С.В. Харьковский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В докладе приводится сравнение между двумя инженерными моделями расчета теплогидравлического состояния ГТД (метод ЦИАМ и метод Слитенко А.Ф.) при условии течения закрученного потока воздуха в полостях двигателя. Рассмотрены основные допущения и уравнения инженерной модели ЦИАМ. Показаны преимущества инженерной модели ЦИАМ над расчетами по методу Слитенко А.Ф. Метод ЦИАМ может быть рекомендован к использованию в ОКБ России, особенно на стадии проектирования современных ГТД.

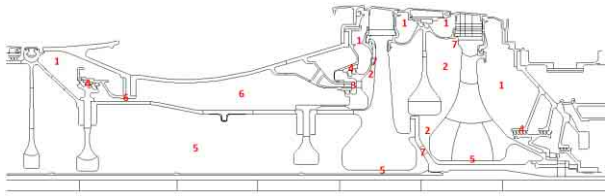
DEVELOPMENT OF MODERN ENGINEERING MODELS OF THE THERMOHYDRAULIC STATE OF A GAS TURBINE ENGINE

S.V. Kharkovskiy
CIAM, Moscow, Russia

The report provides a comparison between two engineering models of the thermohydraulic state of a gas turbine engine (CIAM method and Slitenko A.F. method) under the condition of a twisted airflow in engine hollows. Major assumptions and equations of CIAM engineering model are considered. The advantages of CIAM engineering model over the Slitenko A.F. method are shown. The CIAM method can be recommended for use in experimental design bureaus of Russia, especially at early stages of modern gas turbine design.

Воздушная система двигателя представляет собой связанную между собой совокупность полостей, каналов, отверстий, охлаждаемых лопаток, в которых происходит течение воздуха. Ряд элементов этой совокупности находится под воздействием закрученного потока, который, в свою очередь, находится под воздействием сил трения на поверхностях, формирующих полости.

На рис. 1 показаны зоны воздушной системы двигателя, которые находятся под воздействием закрученного потока.



1 – радиальные полости между статором и ротором, 2 – безлопаточный диффузор в системе подвода воздуха к охлаждаемой лопатке, 3 – камера смешения за аппаратом закрутки, 4 – лабиринтное уплотнение, 5 – кольцевые зазоры между диском и валом, 6 – кольцевые зазоры между валом и статором, 7 – вход в отверстия ротора

Рис. 1. Зоны воздушной системы двигателя под воздействием закрученного потока

В ЦИАМ разработан метод моделирования теплового состояния охлаждаемых турбин [1-3]. На основе данного метода созданы программы расчета воздушной системы газотурбинного двигателя (HYDSAS) [4] и программа расчета теплового состояния деталей газотурбинного двигателя (TEPDISK) [5], основанные на решении задачи течения закрученного потока в околодисковых полостях. Необходимо отметить, что широко распространённый метод для расчёта воздушной системы, разработанный А.Ф. Слитенко [6, 7], основан на математическом моделировании воздушной системы как набора элементарных сопротивлений, где для каждого сопротивления решается одномерная задача газодинамики. Но как показал опыт, метод Слитенко А.Ф. не работает для решения задачи закрученного потока – отсутствует возможность расчета изменения температуры и давления, а такой важный параметр, как окружная скорость воздуха, в расчете не участвует.

В методе ЦИАМ используются допущения об одномерном 1D течении закрученного потока и двумерной 2D (осесимметричной) задаче теплопроводности (двумерном поле температуры). Такие подходы составляют самостоятельный класс 1D+2D задач. Основным является допущение о постоянстве параметров потока по ширине околодисковой полости, что позволяет упростить исходную постановку задачи в трехмерной постановке и записать следующую систему уравнений для изменения параметров сжимаемого потока по радиусу полости со стенками произвольной формы. В систему

входят – уравнение момента количества движения (1), уравнение импульса (2), уравнение энергии (3), уравнение неразрывности (4), и уравнение состояния идеального газа (5):

$$G\frac{d}{dr}\left(r V_\phi\right)=2\pi r^2\,\tau_\Sigma \tag{1}$$

$$V_r\frac{dV_r}{dr}-\frac{V_\phi^2}{r}=-\frac{1}{\rho}\frac{dP}{dr}-\frac{1}{\rho}\frac{\tau_r}{dr} \tag{2}$$

$$\frac{d}{dr}\left(T+\frac{V_\phi^2}{2C_P}+\frac{V_r^2}{2C_P}\right)=\frac{1}{C_P G}\frac{dL}{dr}+\frac{1}{C_P G}\frac{dQ}{dr} \tag{3}$$

$$F_r V_r\frac{d\rho}{dr}+\rho V_r\frac{d\,F_r}{dr}+\rho V_r\frac{d\,V_r}{dr}=0 \tag{4}$$

$$\frac{dP}{dr}=RT\frac{d\rho}{dr}+R\rho\frac{dT}{dr} \tag{5}$$

Система решается при заданных на входе параметрах – давления P, температуры T, окружной компоненте скорости V_ϕ и расходе G. Здесь F_r – цилиндрическая площадь полости на радиусе r, ρ - плотность, R – газовая постоянная, Cp – теплоемкость, ϖ - частота вращения, β_ϕ - коэффициент закрутки потока. Для определения напряжений трения на диске и неподвижной стенке используются следующие критериальные уравнения [8]

$$\tau_1 = 0.0274\cdot \mathrm{Re}_{\text{отн}}^{-0.2}\cdot\rho\cdot V_{\varphi\text{отн}}^2\cdot(1-\beta_\varphi)^{-0.6} \tag{6}$$

$$\mathrm{Re}_{\text{отн}}=\frac{V_{\varphi\text{отн}}^2\cdot\rho\cdot r}{\mu} \tag{7}$$

$$V_{\varphi\text{отн}}=V_\varphi-\omega\cdot r \tag{8}$$

$$\beta_\varphi=\frac{V_\varphi}{\omega\cdot} \tag{9}$$

$$\tau_2=0.047\cdot\mathrm{Re}^{-0.2}\cdot\rho\cdot V_\varphi^2 \tag{10}$$

$$Re=\frac{V_\varphi\cdot\rho\cdot}{\mu} \tag{11}$$

Аналогичная система уравнений используется для кольцевых зазоров и для камер лабиринтных уплотнений. Результатом интегрирования системы уравнений является распределение по радиусу полости (по длине кольцевого зазора) температуры, давления, окружной и радиальной компонент скорости.

Граничные условия теплообмена определяются в относительном движении на вращающихся поверхностях и в абсолютном движении для статорных поверхностей. Теплоотдача на вращающейся поверхности определяется как предложено в [1]:

$$_r = 0.0196\cdot\left|1-\beta_\varphi\right|^{-0.6}\cdot\mathrm{Re}_{\text{отн}}^{0.8}\cdot K_m, \tag{12}$$

где коэффициенты рассчитываются по методу Костежа В.К. [2]:

$$_{\text{т}} = 1.75\cdot(1+K_p^2)\cdot(0.165+0.65\cdot\beta_\varphi)^{0.2}\cdot K_p^{0.2}\cdot\left|1-\beta_\varphi\right|^{0.4} \tag{13}$$

$$K_p=\frac{115\cdot\left(1/\beta_\varphi+8\right)}{1500/\beta_\varphi+1580} \tag{14}$$

$$\mathrm{Re}=\frac{\omega\cdot r^2\cdot\rho}{\mu} \tag{15}$$

$$Nu_r=\frac{\alpha\cdot r}{\lambda} \tag{16}$$

Сравнение метода Слитенко с программой HYDSAS

Представляется интересным проведение сравнения результатов расчета температуры на выходе из околодисковой полости по методу Слитенко А.Ф. и программы HYDSAS. На практике пользователи программ на основе метода Слитенко А.Ф. применяют вращающееся сопротивление, которое подчиняется закону «твердого тела».

На рис. 2 приведено изменение окружной скорости температуры потока по радиусу полости постоянной ширины с начальным радиусом 300 мм и радиусом выхода 100 мм, при постоянном расходе воздуха. Начальная закрутка задавалась равной 0, 0.5 и 1.0.

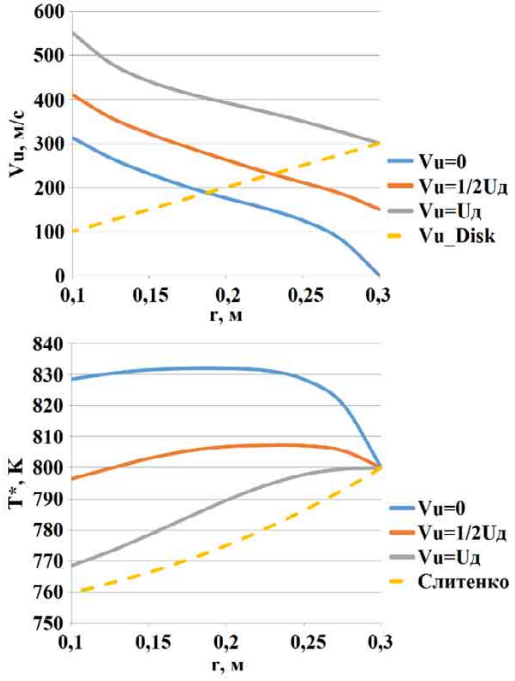


Рис. 2. Изменение окружной скорости (сверху) и заторможенной температуры (снизу) воздуха по радиусу полости Диск-Диск при различных закрутках на входе в полость.

Для скоростей потока, меньших окружной скорости диска, идет подвод механической энергии, сопровождающийся увеличением температуры. В

ситуации, когда воздух обгоняет диск, уже воздух отдает энергию диску.

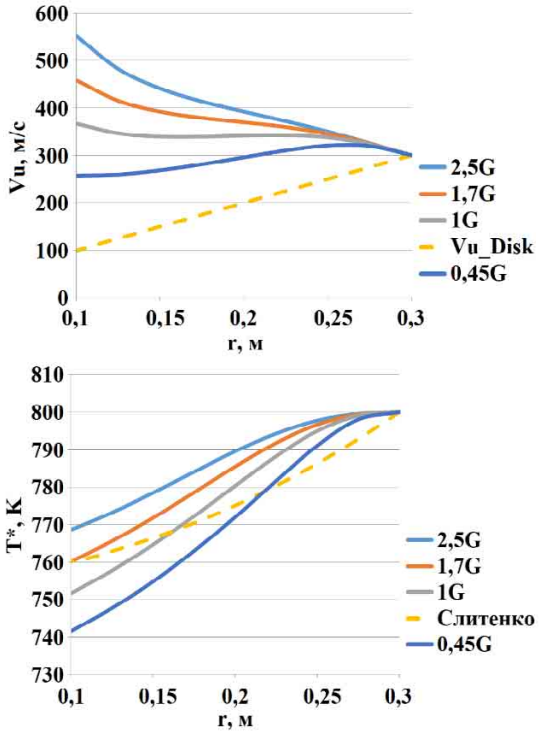


Рис. 3. Изменение окружной скорости (сверху) и заторможенной температуры (снизу) воздуха по радиусу полости «диск-диск» при постоянной закрутке на входе в полость и переменном расходе через полость

Отметим, что начальная закрутка сильно влияет на результаты по методу ЦИАМ, и разность достигает 60К, но метод Слитенко никак не учитывает влияние закрутки.

На рис. 3 приведено изменение температуры по радиусу той же полости при постоянной начальной закрутке и переменном расходе. Как можно видеть из рис. 3, величина расхода оказывает значительное влияние на изменение температуры.

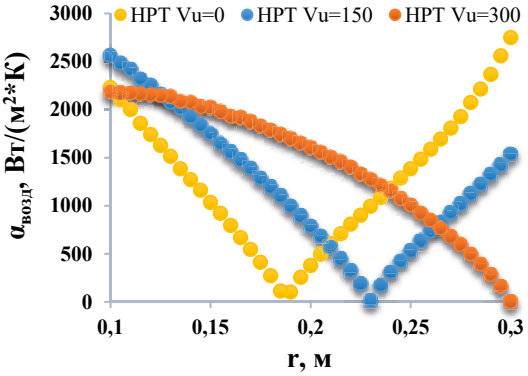


Рис. 4. Изменение коэффициента теплоотдачи воздуха по радиусу полости Диск-Диск при различных закрутках на входе в полость.

Изменение теплоотдачи по радиусу полости тоже зависит от закрутки воздуха (рис. 4). В зонах, где окружная скорость потока сближается со окружной скоростью диска, коэффициент теплоотдачи стремится к нулю.

Разработанные программы применяются в промышленности и уже хорошо зарекомендовали себя. Опыт АО «ОДК-Климов» показал, что разработанный в ЦИАМ метод является достаточно простым инженерным инструментом, который позволяет с высокой производительностью и достаточной точностью рассчитывать вторичную воздушную систему и нестационарное тепловое состояние конструкции. Метод может быть рекомендован к применению в ОКБ России, особенно на стадии проектирования современных ГТД» [5].

Список использованных источников

[1] Харьковский С. В. Разработка и внедрение методов численного моделирования теплового состояния охлаждаемых турбин : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Москва, 2001 г. - 250 с.: ил. (https://search.rsl.ru/ru/record/01003294455).

[2] Костеж В.К., Харьковский С.В. Расчетное определение параметров среды в разветвленной системе воздухоподвода турбины и граничных условий теплообмена на поверхности диска./ Некоторые вопросы газодинамической эффективности и теплового состояния охлаждаемых турбин авиационных двигателей. 1990. (Тр. ЦИАМ; №1269) с. 116-128.

[3] Харьковский С. В., Булчинский Я. С., Почуев В. П., Мухин А. А., Рыкачев Ю. Ю. Современные математические модели теплового состояния ГТД. Научный вклад в создание авиационных двигателей. Книга 2 Н34 /Под общей научной редакцией В.А. Скибина и В.И. Солонина. - М.,Машиностроение, 2000 г. - 616 с.: ил. с. 269-279.

[4] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021612999 от 01.03.2021г Программа расчета воздушной системы газотурбинного двигателя “HYDSAS” (HYDraulic of Secondary Air System). Страна происхождения лицензии - Российская Федерация.

[5] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021613000 от 01.03.2021 г Программа расчета теплового состояния деталей газотурбинного двигателя “TEPDISK” (TEmperature Problem of Disks). Страна происхождения лицензии - Российская Федерация.

[6] Слитенко А.Ф. Метод расчета систем охлаждения ГТУ на основе теории графов и гидравлических сетей. // Современные проблемы газодинамики и теплообмена и пути повышения эффективности

энергетических установок. М.: Машиностроение, 1983. 437 с.

[7] Слитенко А.Ф., Вольвольский И.Л. Расчет воздухораспределения в охлаждающих трактах элементов газовых турбин // Энергетическое машиностроение, 1986. № 41. С. 34-39.

[8] Швец И.Т., Дыбан Е.П. Воздушное охлаждение деталей газовых турбин. Киев, Наукова думка, 1974.

[9] Н. Б. Кузнецов, С. В. Харьковский, И. В. Осокина, М. Ю. Мордвинцев, Н. Д. Дегтярев ПРИМЕНЕНИЕ ИНЖЕНЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ДВИГАТЕЛЕЙ В СОВРЕМЕННОМ ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ Климовские чтения – 2022: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей научно-техни ческой конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2022. — 424 с. ISBN 978-5-98620-625-7, с. 135-146.

РАЗРАБОТКА УПРАВЛЯЮЩЕГО ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ПАКЕТА ПРОГРАММ HYDSAS И TEPDSIK

И.А. Краснов[1], И.Г. Рогожкин[1], М.М. Хабибулин[1], А.Ю. Кудрявцев[1], Л.А. Долотов[1], К.Ю. Мохов[1], М.Ю. Мордвинцев[2], Н.Б. Кузнецов[2], А.И. Якунин[2], Ю.Н. Журенков[2], А.А. Мусеев[2], С.В. Харьковский[3]

[1] ООО «Саровский Инженерный Центр», Саров,
[2] АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург
[3] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В статье приводится описание управляющего программного комплекса для пакета программ «HYDSAS» и «TEPDISK», предназначенного для проведения одномерных теплогидравлических и двумерных осесимметричных расчетов теплового состояния деталей газотурбинных двигателей.

DEVELOPMENT OF A CONTROL SOFTWARE COMPLEX FOR THE SOFTWARE PACKAGE HYDSAS AND TEPDSIK

I.A. Krasnov[1], I.G. Rogozhkin[1], M.M. Khabibulin[1], A.Y. Kudryavtsev[1], L.A. Dolotov[1], K.Y. Mohov[1], M.Y. Mordvintsev[2], N.B. Kuznetsov[2], A.I. Yakunin[2], Y.N. Zhurenkov[2], A.A. Museev[2], S.V. Kharkovskiy[3]

[1] LLC «Sarov Engineering Center». Russia
[2] JSC «UEC-Klimov», Saint Petersburg. Russia
[3] CIAM, Moscow, Russia

The article describes the control software package for the HYDSAS and TEPDISK software packages, designed to perform one-dimensional thermal-hydraulic and two-dimensional axisymmetric calculations of the thermal state of gas turbine engine parts.

1 Введение

Определение ресурса основных деталей газотурбинных двигателей (ГТД) является одной из важнейших задач разработки перспективных конструкций. Возрастающие требования надежности, экономичности, экологичности, предъявляемые к двигателям, ставят перед проектировщиками задачу поиска и применения новых, более точных и эффективных методов оценки и расчета теплового состояния основных деталей двигателя.

Одним из методов определения теплового состояния деталей двигателя является двухмерное математическое моделирование распределения потоков тепловой энергии и процессов теплообмена между деталями и потоками вторичного воздуха, сопряженное с одномерной теплогидравлической моделью течения вторичного воздуха.

Пакет программ HYDSAS и TEPDISK, разработанный ЦИАМ [1], предназначен для создания и проведения расчетов таких моделей и успешно применяется на предприятиях АО «ОДК». Однако отсутствие у него графического интерфейса усложняет процесс взаимодействия пользователя и увеличивает срок и стоимость разработки моделей.

ООО «Саровский Инженерный Центр» по заказу и совместно с АО «ОДК-Климов» разработали управляющий программный комплекс (УПК), который позволяет использовать все преимущества пакета программ Hydsas и Tepdisk, при этом значительно сократив трудозатраты на разработку математических моделей теплового состояния ГТД за счет визуализации процессов их создания, отладки и анализа результатов.

2. Описание и функциональные возможности УПК

УПК разработан для операционной системы Windows 10 и семейства Windows Server.

Управляющий программный комплекс состоит из следующий основных модулей:

1. Модуль управления.
2. Модуль работы с геометрией.
3. Модуль работы с гидравлической моделью и программным комплексом Hydsas.
4. Модуль работы с тепловой моделью и программным комплексом Tepdisk.
5. Модуль работы с результатами расчетов.

Модуль управления предоставляет пользователю доступ к общим настройкам интерфейса, а также к прочим модулям в виде дерева проекта (рис. 1).

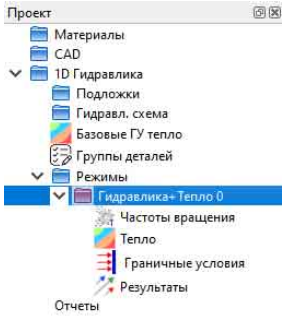


Рис. 1. Дерево проекта

Модуль работы с геометрией позволяет пользователю импортировать CAD-модель осесимметричного разреза ГТД для дальнейшего использования в качестве подложки для разработки гидравлической модели, а также для создания двумерной сеточной модели.

Модуль работы с гидравлической моделью (рис. 2) предоставляет возможность интерактивной разработки гидравлической модели течения потоков вторичного воздуха. Гидравлическая модель создается в виде набора связанных между собой участков течения различных типов с определяемыми пользователем геометрическими параметрами. Кроме того, этот модуль также обеспечивает автоматическую подготовку и выполнение операций, необходимых пакету программ Hydsas для запуска и выполнения гидравлического расчета.

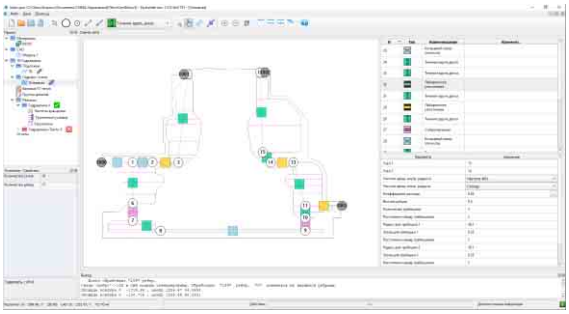


Рис. 2. Модуль работы с гидравлической моделью

Модуль работы с тепловой моделью включает в себя функциональные возможности, позволяющие пользователю автоматизировать процесс построения сеточной модели, подготовки и выполнения расчета теплового состояния двигателя с учетом результатов гидравлического расчета.

Модуль работы с результатами расчетов предоставляет набор инструментов для визуального отображения результатов выполненных гидравлических и тепловых расчетов (рис. 3).

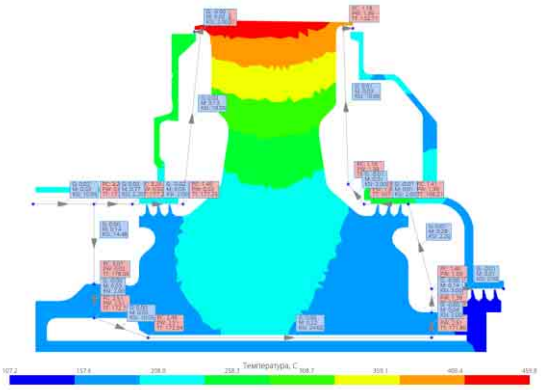


Рис. 3. Пример отображения результатов расчета

В процессе разработки и отладки гидравлических и тепловых моделей УПК проводит верификацию введенных пользователем данных и параметров, что позволяет минимизировать возможность возникновения ошибок, связанных с вводом некорректных данных и ускорять процесс отладки математических моделей.

Кроме функций, обеспечивающих минимально необходимое взаимодействие с пакетом программ Hydsas и Tepdisk, в УПК также включены некоторые инструменты, облегчающие пользователю определение и задание параметров расчетных компонентов, такие как:

1. Определение значений коэффициентов гидравлического сопротивления на основе введенных пользователем геометрических параметров.
2. Определение коэффициента расхода лабиринтных уплотнений на основе их геометрических параметров и эмпирических зависимостей.
3. Определение коэффициента теплоотдачи на поверхности лабиринтных уплотнений на основании результатов гидравлических расчетов.

3 Заключение

Разработанный управляющий программный комплекс предназначен для создания математических моделей теплового состояния газотурбинных двигателей с использованием пакета программ Hydsas и Tepdisk и позволяет значительно снизить трудозатраты на освоение и работу с ним за счет автоматизации и визуализации процесса подготовки входных данных.

Список использованных источников

[1] Харьковский С. В. Разработка и внедрение методов численного моделирования теплового состояния охлаждаемых турбин: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Москва, 2001. 250 с.: ил. (https://search.rsl.ru/ru/record/01003294455).

АНАЛИЗ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ДВИГАТЕЛЯ В ТЕЧЕНИИ ПОЛЕТНОГО ЦИКЛА СРЕДСТВАМИ ПО STAR-CCM+

Л.Ю. Гомзиков[1], Н.Б. Кузнецов[2], К.Ю. Мохов[1], К.В. Щулепов[1], А.И. Якунин[2], Д.А. Никитин[1], Д.К. Волкинд[1], А.Н. Крылов[1], С.С. Метелица[1], Л.А. Долотов[1]
[1] ООО «Саровский Инженерный Центр», Саров, Россия
[2] АО «ОДК-Климов», г. Санкт Петербург, Россия

Представлена методика расчета нестационарного теплового состояния основных деталей ротора в полетном цикле двигателя ТВ7-117СТ-01 с использованием ПО STAR-CCM+. Подход включает три основных этапа – стационарные газодинамические расчеты в сопряженной постановке основных узлов двигателя, интерполяция газодинамических полей на все режимы полетного цикла и расчет теплового состояния роторных деталей в нестационарной постановке. Предложенный метод интерполяции полей позволяет с достаточной степенью точности определить давление и температуру газа, а также коэффициент теплоотдачи на стенках на широком диапазоне режимов полетного цикла и использовать их в качестве нестационарного граничного условия. В целом, предложенная методика дает непротиворечивые результаты в разумные сроки и может быть использована при анализе ресурса основных деталей двигателя.

ANALYSIS OF TRANSIENT THRMAL BEHAVIOR OF KEY ENGINE COMPONENTS DURING FLIGTH CYCLES USING STAR-CCM+

L. Gomzikov[1], N. Kyznetsov[2], K. Mokhov[1], K. Shylepov[1], A. Jakynin[2], D. Nikitin[1], D. Volkind[1], A. Krylov[1], S. Metelitsa[1], L. Dolotov[1]
[1] Sarov Engineering Center, Sarov, Russia
[2] JSC «UEC-Klimov», Saint Petersburg, Russia

This paper presents the approach of obtaining an unsteady thermal state over the flight cycle of the main rotor parts of the TV7-117ST-01 engine using the STAR-CCM+ software. The approach is based on three main stages: stationary gas–dynamic calculations in the conjugate heat transfer formulation of the main engine components, interpolation of gas-dynamic fields for all engine operation modes, and calculation of the thermal state of rotor parts in a non-stationary formulation. The proposed interpolation scheme able to accurately recalculate the gas pressure and temperature, as well as the heat transfer coefficient on the walls from one to other flight cycle modes and use them as an unsteady boundary condition. In general, the proposed technique gives consistent results in a reasonable time and can be used to analyze the lifetime of the main engine parts.

1 Введение

Определение ресурса основных деталей ГТД является одной из важнейших задач, решаемых при разработке нового двигателя. Оценка ресурса проводится на основе расчета нестационарного напряженно-деформированного состояния роторов компрессора и турбины. Для решения этой задачи, в свою очередь, необходимо получение нестационарного поля турбины от воздействия нестационарного поля газодинамического давления на поверхности деталей и нестационарного поля температуры по их объему.

Объектом исследования являются осецентробежный компрессор (ОЦК), турбина компрессора (ТК) и свободная турбина (СТ) двигателя ТВ7-117СТ-01 и их тепловое состояние по типовому полетному циклу (ТПЦ). При разработке двигателя рассматриваются несколько ТПЦ. В настоящей работе взят двухчасовой ТПЦ, представляющий собой последовательность из 15 режимов (см. табл. 1), отличающихся также внешними условиями (высота и скорость полета) и переходами между ними.

Расчеты проводятся на основе ПО STAR-CCM+ [1]. Подход состоит из трех основных этапов. На первом этапе для нескольких режимов двигателя проводятся стационарные расчеты отдельных узлов двигателя в сопряженной постановке – с учетом теплопроводности материала и течения во вторичных полостях.

На втором этапе полученные поля температуры газа T, коэффициента теплоотдачи α и давления P интерполируются на другие режимы двух-шаговым методом, описанным ниже. Метод интерполяции валидируется на дополнительно рассчитываемых режимах.

Полученные поля используются на третьем этапе в качестве граничных условий для интервалов времени отдельных, квазистационарных режимов цикла. Для интервалов времени переходов используется линейная интерполяция полей температуры газа, коэффициента теплоотдачи и давления по времени. На этом заключительном этапе проводится нестационарный тепловой расчет всего ротора.

2 Постановка задачи и исходные данные

На рис.1. приведен продольный разрез двигателя ТВ7-117СТ-01 с указанием основных элементов ротора – рабочих колес (РК) ОК, ТК и СТ, колеса ЦБК, прижимных дисков (ПД) ТК и вала СТ.

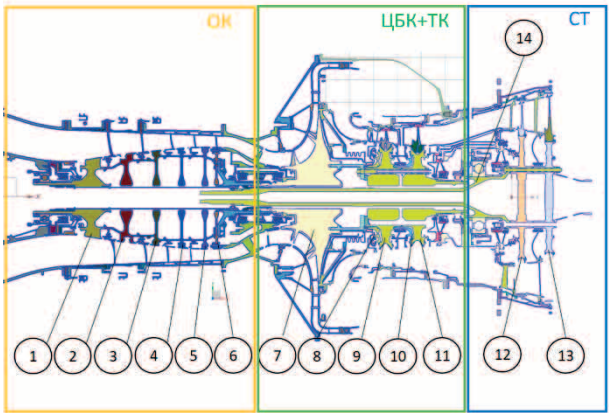


Рис.1. Продольный разрез двигателя. Здесь 1-5 – диски РК1-РК5 ОК, 6 – уплотнение, 7 – ЦБК, 8-10 прижимные диски и диски РК ТК, 12-13 – диски СТ, 14 – вал СТ.

Отдельно на схеме выделены узлы, для которых газодинамический расчет проводится независимо. ЦБК и ТК объедены в общую расчетную модель из-за наличия ряда общих полостей и общих элементов ротора.

Целью работы является определение нестационарного теплового состояния роторных деталей и поля давления на их поверхности по всему полетному циклу при стандартных атмосферных условиях (САУ) [2] и при повышенной на ΔT=20 К температуре (САУ+20).

Рассматриваемый типовой полетный цикл состоит из последовательности режимов - земной и полетный малый газ (ЗМГ и ПМГ), максимальный продолжительный (МП), взлетный (ВЗЛ) и реверс (Р):

Табл. 1. Типовой полётный цикл

№	Режим	Высота, м	Время работы, мин
1	ЗМГ	0	1.9
2	0.4 МП	0	0.1
3	ВЗЛ	0	5
4	НВЗЛ	0	0
5	МП	7300	0
6	МП	6100	23.2
7	МП	4250	0
8	КР	7300	0
9	0.64МП	6100	68.8
10	0.77МП	4250	0
11	ПМГ	7300	0
12	ПМГ	6100	19
13	ПМГ	4250	0
14	Р	0	1.9
15	ЗМГ	0	0.1

3 Математическая модель стационарного расчёта режимов

Газодинамические расчеты проводятся в связанной сопряженной постановке с учетом теплопроводности в металле. Решается система уравнений Навье-Стокса, для осредненных переменных, замкнутая моделью турбулентности k-ω SST. Газодинамические свойства газовой среды и тепловые свойства сплавов задаются в зависимости от температуры [3]. Поскольку описываемая методика является инженерной, расчеты проводятся для секторов периодичности с осреднением в окружном направлении на интерфейсах. Основная трудность заключается в том, что для цельной роторной детали в газодинамической части могут быть разные углы периодичности вдоль оси двигателя. Эта проблема решается нарезанием ротора на продольные области с передачей удельного теплового потока с одной стороны на другую и температуры в обратном направлении.

Используются полиэдрические сеточные модели, включающие 15-20 пристеночных слоев призм с выдерживанием $Y_+ \approx 1$ [4].

Граничные условия для каждой области берутся в виде профиля полного давления P* и полной температуры T* потока на входе и статического давления P на выходе. Поскольку камера сгорания не включена в модель, для узла ЦБК+ТК набор граничных условий несколько сложнее (рис.2).

Для валидации модели проведен расчёт на режиме наземных испытаний.

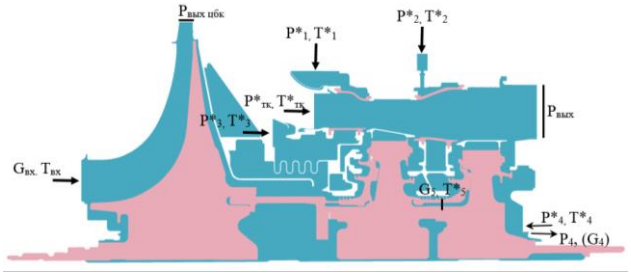


Рис.2. Расчетная схема ЦБК и ТК

Расчеты проводятся для режимов ЗМГ, ВЗЛ, МП и ПМГ для САУ+20. По результатам расчетов определяются температура T, коэффициент теплоотдачи α и давление P на поверхностях роторов.

Особенностью пакета STAR-CCM+ является возможность определения T не прямо на стенке, а на характерном удалении, например, Y_+=100, с оценкой соответствующего коэффициента теплоотдачи α, что позволяет избежать завышенных значений α и задания температуры пристеночного слоя вместо температуры основного потока при использовании этих параметров в качестве граничного условия для теплового расчета.

4 Схема интерполяции

Для получения полей на других наземных режимах используются поля с режимов ЗМГ и ВЗЛ при САУ+20, а на режимах выше уровня поверхности по ПМГ и ВЗЛ. Поскольку необходимо учесть течение и во вторичных полостях, в работе применяется схема, отличная от обычно рекомендуемой для пересчета параметров по сечениям для «подобных» режимов [5,6].

Для давления и температуры применяется одинаковая двухступенчатая схема интерполяции, рассмотрим её на примере температуры.

На первом этапе поле температуры масштабируется на основе опорных значений T^{max} и T^{min} (для ОК, например, это температура на выходе и входе - $T^{max} = T_{\text{ОК}}$, $T^{min} = T_{\text{вх}}$). То есть поле на режиме А, определяется интерполяцией с режима ЗМГ:

$$T_{\text{А}}^{\text{ЗМГ}} = \frac{T_{\text{А}}^{min}\left(T_{\text{ЗМГ}}^{max} - T_{\text{ЗМГ}}\right) + T_{\text{А}}^{max}\left(T_{\text{ЗМГ}} - T_{\text{ЗМГ}}^{min}\right)}{T_{\text{ЗМГ}}^{max} - T_{\text{ЗМГ}}^{min}}. \quad (1)$$

И аналогичным образом рассчитывается поле $T_{\text{А}}^{\text{ВЗЛ}}$. Таким образом, получается два поля, соответствующих одному режиму, но с двух других разных режимов.

На втором этапе строится конечное поле температуры на режиме А линейной интерполяцией по степени повышения полного давления для ОК $\pi_{\text{ОК}}^*$ и СТ $\pi_{\text{СТ}}^*$ и по квадрату приведенных оборотов ТК $\bar{n}^2$ для ЦБК+ТК:

$$T_{\text{А}} = \frac{T_{\text{А}}^{\text{ЗМГ}}\left(\bar{n}_{\text{ВЗЛ}}{}^2 - \bar{n}_{\text{А}}{}^2\right) + T_{\text{А}}^{\text{ВЗЛ}}\left(\bar{n}_{\text{А}}{}^2 - \bar{n}_{\text{ЗМГ}}{}^2\right)}{\bar{n}_{\text{ВЗЛ}}{}^2 - \bar{n}_{\text{ЗМГ}}{}^2} \quad (2)$$

Таким образом, первая процедура обеспечивает соответствие расчетному диапазону температуры для основного второго этапа интерполяции.

Для интерполяции коэффициента теплоотдачи используется только вторая процедура, ввиду отсутствия опорных крайних значений.

Верификация интерполяции проводится на рассчитанном дополнительно режиме МП для САУ+20. Разница между рассчитанным полем и полученным интерполяцией оценивается по относительному отклонению.

5 Нестационарное тепловое состояние

Расчет теплового состояния роторов проводится с ГУ определенными на втором этапе на сеточной модели твердого тела которая используется в сопряженном расчете на первом этапе. На основе последовательности значений α и T с режимов ТПЦ строится нестационарное граничное условие со стороны газа с учетом времени на режимах, времени переходов между ними и времени остывания двигателя.

Результаты расчетов оцениваются по ряду контрольных точек на каждой из деталей ротора и по средней и максимальной температуре деталей.

6 Результаты и их обсуждение

Верификация результатов интерполяции для различных узлов показывает существенно отличающиеся результаты. Лучше всего интерполируются поля на ОК и СТ – максимальное относительное отклонение по температуре составляет 4% на кромках регулируемых лопаток статора, на периферии лопаток ротора максимальное отклонение 2%, а в среднем отличие поля температуры <1%. По давлению наибольшее отклонение 10% на рабочих лопатках за регулируемыми направляющими лопатками, при этом среднее отклонение также в пределах 2%.

Для составного ротора ЦБК+ТК картина существенно отличается (рис.1-2).

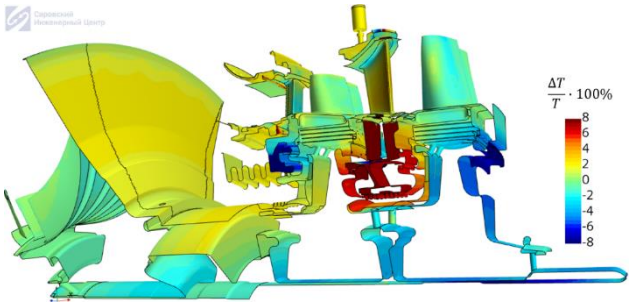


Рис.3. Относительное отклонение интерполированной температуры на ЦБК и ТК

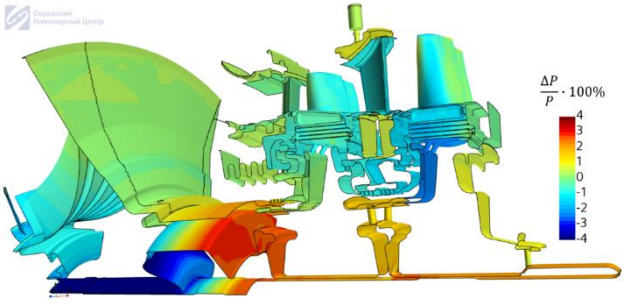


Рис.4. Относительное отклонение интерполированного давления на ЦБК и ТК

Наибольшее отличие по температуре наблюдается под сопловым аппаратом второй ступени (СА2), порядка 8%, а также на лабиринтах роторов, порядка 6%. На остальных частях отличие по температуре в пределах 2%.

По давлению наиболее проблемная область – вторичная полость от места забора перед ЦБК до полости под камерой сгорания, порядка 3-4%. В остальных местах отличие менее 1%.

Ввиду сложной структуры и направления течения во вторичных полостях изменение коэффициента теплоотдачи более существенно, и локально достигает до 15-20%, при этом интегральное отличие по поверхностям каждой из деталей составляет не более 0.5%.

Полученное по результатам нестационарного расчета изменение средних значений дисков и точек на РК ТК приведено на рис.5.

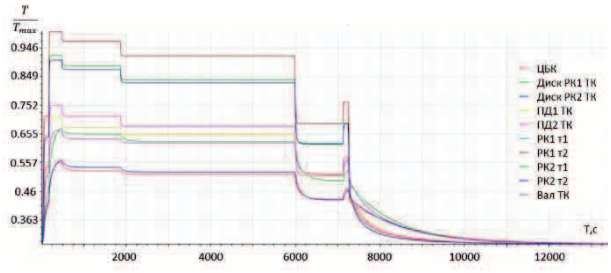


Рис.5. Эволюция температуры элементов ЦБК и ТК по ТПЦ.

В целом, получены непротиворечивые результаты – наибольшая температура достигается на лопатках РК1 на режиме ВЗЛ, затем идет набор высоты и полет, после чего снижение и новый пик на режиме реверса. Видно, что динамика остывания у всех деталей различна.

Аналогичным образом по точкам можно проанализировать эволюцию температуры полотна диска, в том числе, отследить моменты обратных градиентов, когда из-за неравномерного остывания периферия диска оказывается холоднее центральной части.

Заключение

Представленная методика с использованием инструментов ПО STAR-CCM+ позволяет в приемлемые сроки получать нестационарное распределение температуры по полетному циклу в основных деталях двигателя и распределение давления по их поверхности, что позволяет использовать её для дальнейшей оценки ресурса и разработки мероприятий по увеличению ресурса изделия.

Метод двухступенчатой интерполяции достаточно эффективен для быстрого получения полей температуры и давления на широком диапазоне режимов двигателя и представляется более точным по сравнению с простым масштабированием, используемым в инженерной практике при пересчете значений температуры для различных внешних условий.

Методика разработана ООО «СИНЦ» в рамках выполнения работ по оценке ресурса основных деталей двигателя ТВ7-117СТ-01 совместно с АО «ОДК-Климов» и использована в расчетах теплового состояния основных деталей двигателя по типовым полетным и испытательным циклам сертификационного базиса.

Список использованных источников

[1] STAR-CCM+ v17.04 © 2022 Siemens PLM Software.

[2] ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.

[3] Туманов А.Т. Авиационные материалы. Справочник в девяти томах. Том 5. Магниевые и титановые сплавы. Москва: ОНТИ, 1973.

[4] Чупин П.В. Диссертация «Разработка метода расчета внешнего теплообмена лопаток газовых турбин, основанного на решении осредненных уравнений Навье-Стокса и модели ламинарно-турбулентного течения газа». Рыбинск. 2010.

[5] Кулагин В.В. «Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок». Москва: Машиностроение, 2002.

[6] Павленко Г.В. «Математическое моделирование авиационных ГТД при исследовании их эксплуатационных характеристик». Харьков: ХАИ, 1986.

СОПРЯЖЕННЫЙ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ВОЗДУШНО-МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ СМАЗКИ И ОХЛАЖДЕНИЯ ОПОР РОТОРА МАЛОРАЗМЕРНОГО ГТД

А.А. Файзрахманова, М.А. Данилов, С.С. Ремчуков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проведен сопряжённый расчёт незамкнутой воздушно-масляной системы смазки и охлаждения опор ротора газогенератора малоразмерного газотурбинного двигателя, в котором учитываются газодинамические и тепловые процессы в системе. Проведен анализ для различных параметров потока в системе охлаждения, оценены гидравлические характеристики и тепловое состояние системы. Полученные результаты позволяют уточнить расчет прочностных характеристик ротора и оптимизировать конструкцию системы охлаждения, что имеет практическую ценность для повышения надежности и долговечности газотурбинных двигателей.

CONJUGATE FLUID-THERMAL ANALYSIS OF OIL-MIST COOLING AND LUBRICATION SYSTEM FOR A SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINE

A.A. Faizrakhmanova, M.A. Danilov, S.S. Remchukov
CIAM, Moscow, Russia

Conjugate heat transfer CFD analysis of the oil-mist cooling and lubrication system for the rotor bearing supports of a gas generator in a small-sized gas turbine engine has been conducted. This analysis comprises thermodynamic and gas-dynamic processes occurring in the system. In order to evaluate hydraulic characteristics of the system and thermal condition of the critical rotor parts, the analysis is conducted for various flow parameters. The findings refine the strength calculations of the rotor and are useful for optimization of the cooling system's design, which has practical value for improving the reliability and durability of gas turbine engines.

1 Введение

Опоры роторов малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) относятся к числу наиболее ответственных деталей, определяющих ресурс и надежность работы двигателя. Они работают при высоких удельных нагрузках и частотах вращения, что ведёт к значительному выделению тепла.

Существенное влияние на работоспособность конструкции оказывает применяемая система смазки и охлаждения опор ротора (ССиО). Отказ от традиционной замкнутой циркуляционной масляной смазки положительно сказывается на массо-габаритных характеристиках двигателя вследствие ее конструктивной сложности [1]. В работе [1] рассматривается упрощение конструкции при использовании разомкнутой системы смазки воздушно-топливной смесью. Такое решение используется в короткоресурсных двигателях и отрицательно сказывается на топливной эффективности. В работах [2,3] отмечено, что в современных МГТД при высоких частотах вращения (более 30000 об/мин) целесообразно применять масловоздушное охлаждение подшипника вследствие неэффективности масляного охлаждения из-за возрастания гидравлических потерь.

Конструкция воздушно-масляной системы представлена в работе [4], где система смазки и охлаждения опор автономная, незамкнутого типа, предусматривающая генерацию воздушно-масляного тумана.

Надежная эксплуатация опор МГТД требует точного определения теплового состояния подшипника и задания оптимальных параметров охлаждающего воздуха, так как при перегреве подшипника снижается его долговечность.

Точное математическое описание сложного характера поведения смазки в полостях подшипника является затруднительной задачей, поэтому на практике применяются различные обобщенные эмпирические зависимости для определения тепловыделения в подшипнике. На текущий момент существуют методики, разработанные в SKF, FAG, MTU, ЦИАМ и КАИ. Их сравнение представлено в работе [5], однако они применимы только в случае расчета опор с циркуляционным масляным охлаждением. Таким образом, вследствие отсутствия экспериментальных или аналитических методик определения теплового состояния подшипника, охлаждаемого масловоздушной смесью, а также важности уточнения теплового состояния опор ротора в рамках его оптимального проектирования,

необходимо провести расчетное исследование такой системы смазки и охлаждения в трехмерной постановке. Целесообразно проводить сопряженный расчет течения воздуха в каналах системы совместно с течением воздуха в проточной части лопаточных машин - таким образом возможно получить не только гидравлическую характеристику системы и тепловое состояние опор ротора, но и тепловое состояние диска турбины и компрессора, необходимого для последующих прочностных расчетов. Это позволит модернизировать систему смазки и охлаждения опор ротора для обеспечения требуемого теплового состояния, уточнить определение теплового состояния ротора, и таким образом повысить точность расчетной оценки прочностных характеристик его деталей, провести оптимизацию радиальных и осевых зазоров с учетом уточненного теплового состояния. Помимо этого, получаемая теплогидравлическая характеристика системы позволит определить оптимальные параметры охлаждающей смеси, обеспечивающие работоспособность системы, и необходимые для дальнейшего проектирования узлов МГТД. Также при помощи этой характеристики возможно оптимизировать величину отбора воздуха от компрессора, и уточнить его влияние на эффективность работы двигателя.

2 Постановка задачи

Объектом моделирования является ССиО опор ротора газогенератора перспективного энергоузла для более электрического самолета, разработанного на основе базового унифицированного газогенератора для семейства МГТД [6].

Воздух для охлаждения опор ротора отбирается за ступенью компрессора газогенератора, и после некоторого охлаждения в теплообменнике смешивается с дозированным количеством масла. Далее воздушно-масляная смесь подается в ССиО, схема которой показана на рис. 1.

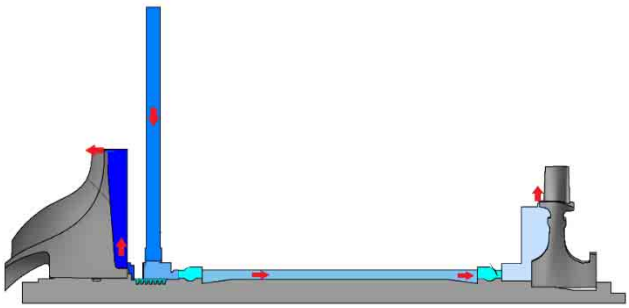


Рис. 1. Схема ССиО

Смесь последовательно охлаждает передний подшипник, вал и задний подшипник, и далее выдувается через воздушную полость рабочего колеса турбины компрессора (РК ТК) в проточную часть. Каналы ССиО также сообщаются с задней полостью рабочего колеса центробежного компрессора (РК ЦБК) через полость лабиринтного уплотнения, которое используется для уменьшения перетечек.

На схеме видно, что смесью, охлаждающей опоры и вал, обдувается также блиск турбины, и при низких ее температурах могут возникнуть значительные температурные напряжения в колесе турбины. Таким образом, одной из задач расчета является поиск оптимальных параметров смеси, при которых эти напряжения не превышают допустимые, и опоры достаточно охлаждаются.

Расчетная модель состоит из модели трех независимых газовых потоков (рис. 2) и модели металла ротора.

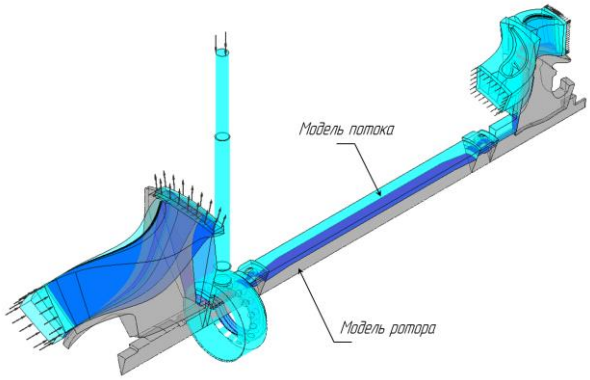


Рис. 2. Расчетная модель ССиО

Модель ротора состоит из трех областей с различными теплофизическими свойствами. Поверхности металла, участвующие в теплообмене, выделены на рисунке 2.

Рассматривается номинальный режим работы газогенератора. Для потоков используются граничные условия типа полное давление и полная температура на входе, статическое давление на выходе. Используется модель турбулентности SST, которая показывает хорошую сходимость при приемлемой скорости вычислений при расчете турбомашин [7].

В проведенной серии расчетов варьируются параметры (полное давление и полная температура) на входе в ССиО. Эти параметры важны для дальнейшего проектирования системы подготовки масловоздушной смеси, так как определяют уровень допустимых гидравлических потерь и необходимость установки теплообменного аппарата в ней.

В качестве рабочего тела используется воздух, подчиняющийся уравнениям идеального газа с изменяемыми свойствами теплоемкости, динамической вязкости и теплопроводности. В расчете не рассматривается влияние наличия масла на свойства рабочего тела, так как его концентрация составляет не более 0.1 %. Для твердых тел используются модели соответствующих материалов с изменяемой теплопроводностью.

Размер сеточных моделей выбирался из условия обеспечения минимальных значений размеров элементов в областях теплового взаимодействия металла с воздухом/газом посредством локальных сгущений элементов и достаточной разрешающей способности для расчета потоков в целом. Тип сетки для воздушных полостей – блочная гексагональная, для металлических – тетраэдрическая.

3 Результаты расчета

В результате нескольких серий расчетов получена гидравлическая характеристика системы и тепловое состояние ротора в каждом расчетном случае.

3.1 Гидравлическая характеристика системы

Зависимость массового расхода $G_{вх}$ (г/с) на входе в систему от полного давления $P^*_{вх}$ (% - за 100 % принято значение полного давления после компрессора) представлена на рис. 3. По полученной гидравлической характеристике можно оценить пропускную способность системы охлаждения и выделить возможные направления доработки конструкции, позволяющие распределить расход охлаждающего воздуха эффективнее.

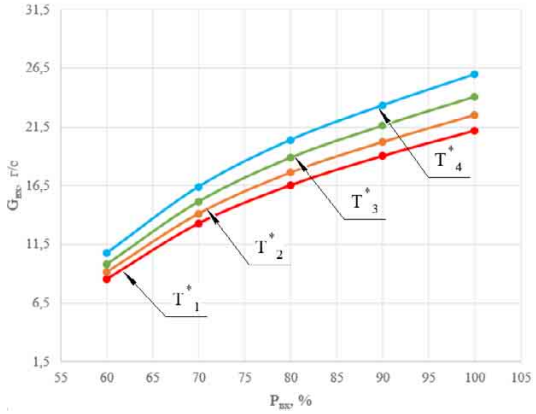


Рис. 3. Зависимость массового расхода от полного при различных температурах подаваемой смеси

3.2 Температурное состояние блиска турбины

Смесь, проходящая через придисковую полость охлаждает непосредственно диск рабочего колеса и влияет на изменение температуры от ступицы к ободу, при этом максимальная температура лопаток блиска, определяемая изолированным газовым потоком из камеры сгорания, остается постоянной. Чем значительнее неравномерность температуры, тем значительнее температурные напряжения в детали, и таким образом, чрезмерное охлаждение смеси отрицательно сказывается на долговечности турбины. Значения разности температур ΔT в металле блиска от параметров охлаждающего воздуха представлено на рис. 4.

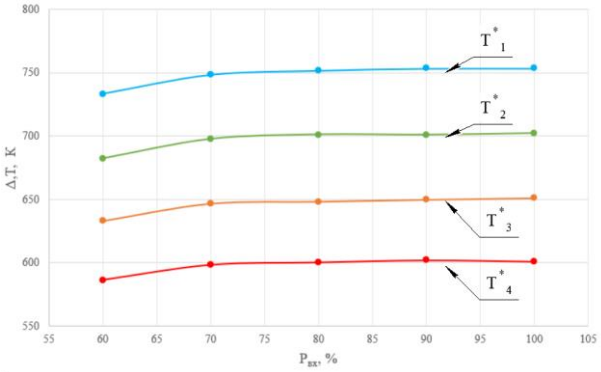


Рис. 4. Зависимость разности температур РК турбины от входных параметров смеси

3.3 Температурное состояние ротора

Распределение температур в металле вала при различной температуре охлаждающего воздуха представлено на рис. 5.

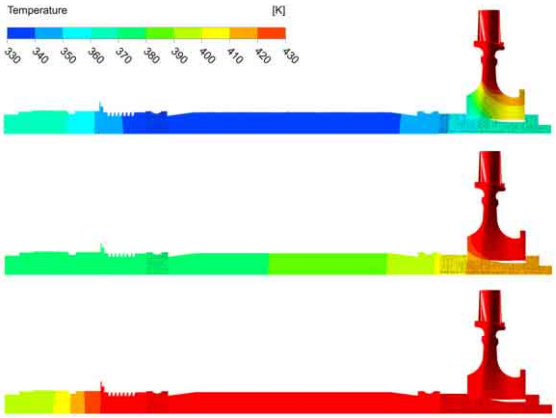


Рис. 5. Температурное состояние вала при минимальной, промежуточной, максимальной средней температуре

Видно, что задний подшипник испытывает повышенную по сравнению с передним подшипником температурную нагрузку, так как воспринимает тепловой поток от блиска турбины, а также омывается уже несколько нагретой в процессе прохождения ССиО смесью.

Таким образом, минимально допустимые параметры смеси на входе в систему предъявляются исходя из температурного состояния подшипника задней опоры. Зависимость максимальной температуры T_{max} (К) в его внутреннем кольце от полного давления на входе в систему для 4 различных температур охлаждающего воздуха представлена на рис. 6. Горизонтальная линия соответствует наибольшей допустимой температуре нормальной работы подшипникового узла, характерной для подшипников используемого типоразмера. Точки, лежащие ниже этой прямой, являются приемлемыми параметрами смеси с точки зрения обеспечения работоспособности задней опоры.

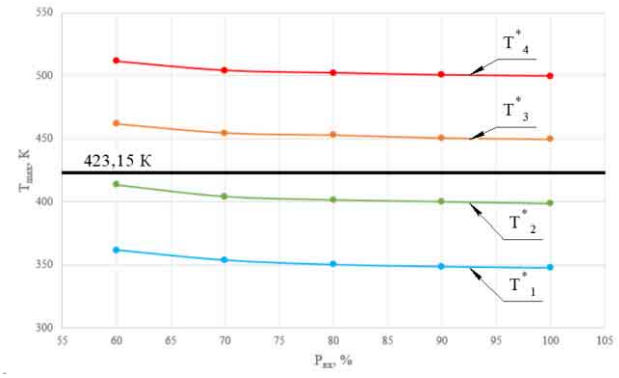


Рис. 6. Зависимости максимальной температуры во внутреннем кольце подшипника задней опоры от входных параметров смеси

Из графика видно, что необходимым условием обеспечения работоспособности конструкции роторной системы является установка теплообменника в тракте подвода воздуха к системе подготовки охлаждающей смеси. При этом следует учитывать, что, по мере охлаждения смеси на входе, возрастает радиальная неравномерность температуры в диске турбины, что может привести к возникновению значительных температурных напряжений и отрицательно сказаться на его долговечности.

Таким образом, расчет позволяет определить оптимальные значения полной температуры и полного давления смеси на входе в систему охлаждения, исходя из ограничения по максимальной температуре подшипников, стремления снизить неравномерность температуры диска турбины от втулки к периферии, а также ограничению величины отбора воздуха от компрессора, влияющего на его эффективность.

4 Заключение

Проведение сопряженного расчета, рассматривающего течение в проточной части лопаточных машин и течение охлаждающего воздуха в роторной системе МГТД позволяет решить ряд различных задач. Расчет позволяет выбрать оптимальные для разработанной конструкции параметры системы смазки и охлаждения, что является одной из возможных мер по повышению надежности и долговечности работы подшипниковых узлов. Анализ теплового состояния рабочих колес лопаточных машин благодаря совместному моделированию течений в проточной части и в придисковых полостях позволит уточнить прочностные расчеты и оценку ресурса дисков лопаточных машин.

Список использованных источников

[1] Климов, В.Н. Разработка перспективной воздушно-топливной системы смазки газотурбинного двигателя: диссертация ... кандидата технических наук : 05.07.05 / Климов Виталий Николаевич; [Место защиты: ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»]. - Омск, 2022. - 133 с.

[2] Холманова М.А., Никифоров В.А. Анализ и сравнение двух систем повышенной эффективности охлаждения и смазки подшипников малоразмерных ГТД // Вестник РГАТА имени П.А. Соловьева. 2018. № 4 (47). С. 40-45.

[3] Pinel, S. I., Signer, H. R., & Zaretsky, E. V. (2001). Comparison Between Oil-Mist and Oil-Jet Lubrication of High-Speed, Small-Bore, Angular-Contact Ball Bearings. Tribology Transactions, 44(3), 327–338.

[4] Ремчуков С.С., Осипов И.В., Данилов М.А., Птицын И.С., Лебединский Р.Н., Поляков Е.А. Разработка перспективного малоразмерного турбовентиляторного реактивного двигателя на основе базового газогенератора // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 75-81.

[5] Петров Н.И. Лаврентьев Ю.Л. Сравнение различных методик расчета тепловыделения в радиально-упорных шарикоподшипниках. Вестник Самарского Университета. Т.17. №2. 2018.

[6] Ремчуков С.С., Осипов И.В., Луковников А.В., Грунин А.Н. Формирование облика привода перспективного энергоузла для электрифицированных летательных аппаратов гражданского назначения // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 4-12.

[7] G/D/ Cox, PCA Engineers Limited (Великобритания). Современные CFD-технологии в турбомашиностроении. ANSYS Advantage. Русская редакция. Осень, 2007.

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ПРОЕКТОВ ПО СОЗДАНИЮ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Р. Поляков[1, 2], Э.А. Орусбиева[1, 2], А.С. Баранов[1], О.А. Смоляков[3], П.А. Рябов[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
[2] Государственный университет управления, Москва,
[3]НИЦ «Институт им. Н.Е. Жуковского», Москва

В работе описан действующий порядок проведения технико-экономического обоснования затрат на создание перспективных авиационных двигателей. Рассмотрены методы проведения технико-экономической оценки на начальных этапах реализации перспективных объектно-ориентированных проектов авиадвигателестроения, в том числе в условиях существенной неопределенности, свойственной ранней стадии реализации проектов, начиная с замысла. Определены особенно актуальные проблемные вопросы. Описаны разработанные в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» программные продукты, позволяющие частично решить выявленные проблемы. По результатам проведенного анализа сформулированы предложения по повышению качества технико-экономических оценок и мерам по их внедрению.

PROBLEMATIC ISSUES OF TECHNICAL AND ECONOMIC ANALYSIS OF PROJECTS FOR THE CREATION OF PROMISING AIRCRAFT ENGINES

A.R. Polyakov[1, 2], E.A. Orusbieva[1, 2], A.S. Baranov[1], O.A. Smolyakov[4], P.A. Ryabov[1]
[1] CIAM, Moscow,
[2] SUM, Moscow,
[3] National Research Center «Zhukovsky Institute», Moscow

The paper describes the current procedure for conducting a feasibility study of the costs of creating promising aircraft engines. The methods of conducting a technical and economic assessment at the initial stages of the implementation of promising object-oriented aircraft engine construction projects are considered, including in conditions of significant uncertainty inherent in the early stage of project implementation, starting with the concept. Particularly relevant problematic issues have been identified. The paper describes software solutions developed at CIAM, which partially solve the identified problems. Based on the results of the analysis, proposals have been formulated to improve the quality of technical and economic assessments and measures for their implementation.

1 Проблемные вопросы технико-экономического анализа

Проекты в области создания перспективных авиационных двигателей в России, как и за рубежом, реализуются преимущественно за счет государственных (бюджетных) средств. В связи с этим вопрос финансирования и технико-экономической оценки находится в сфере государственного регулирования нормативными правовыми актами федерального и ведомственного уровня с учетом действующих социально-ориентированных программ развития, в том числе в части авиационной отрасли. Кроме этого реализация большинства российских наукоёмких проектов в отрасли, финансируемых за счет средств федерального бюджета, осуществляется в рамках различных государственных программ. Несмотря на значительное количество регулирующих документов, технико-экономическая оценка проектов авиадвигателестроительной отрасли проводится в условиях значительной неопределенности технического и информационного характера, а также дефицита статистических данных, связанных со спецификой отрасли в целом. При этом точность получаемых оценок на каждом этапе чрезвычайно важна, так как ошибки в таких оценках могут приводить к существенным негативным последствиям. Среди наиболее значимых потенциальных негативных последствий можно отметить следующие:

- снижение эффективности использования выделенных бюджетных средств;
- срыв сроков выполнения государственного заказа по отдельным проектам – при необходимости корректировки объемов финансирования требуется проведение длительных процедур, в исключительных

случаях – принятие решений правительственного уровня;

- ухудшение финансового состояния предприятий отрасли – в силу того, что при наличии дефицита финансирования он может покрываться за счет собственных средств предприятий, а после исчерпания внутренних ресурсов приводит к снижению эффективности деятельности предприятия и необходимости его финансового оздоровления путем дофинансирования, в том числе за счет средств федерального бюджета.

На завершающих этапах разработки авиационных двигателей, когда разработаны конструкторская и технологическая документация, комплексная программа экспериментальной отработки, а также проведен ряд наиболее критичных испытаний в ходе наземной экспериментальной отработки, оценка стоимости – задача достаточно детерминированная. Для её выполнения применяются нормативы трудоемкости. Что касается оценок стоимости мероприятий проекта на этапе его замысла и формирования, то эта задача характеризуется низким уровнем детерминированности. В связи с этим на этапе планирования работ необходимы более гибкие методы анализа, учитывающие обстоятельства и условия, имеющиеся на момент проведения технико-экономической оценки, а также их возможное изменение с течением времени.

2 Существующие подходы к технико-экономическим оценкам и их недостатки

В общем случае система планирования в сфере разработки, создания, производства техники, в том числе авиационной, основана на ряде базовых принципов, среди которых следует выделить следующие:

- принцип аналогии. Вытекает из представления об эволюционном характере развития авиационной техники и допускает, что состав основных показателей плана на последующем временном интервале частично аналогичен составу, методам и средствам предшествующего периода;

- принцип статистического прогнозирования. Основывается на математической гипотезе (экстраполяции) и обладает большой эвристической способностью в тех областях планирования, которые допускают обработку с помощью методов математической статистики;

- принцип балансировки. Система технических, производственных и экономических показателей, характеризующих основные взаимоувязанные пропорции на стадиях исследований, разработок, производства и целевого применения.

Как правило, проекты авиационной отрасли носят уникальный характер, имеют высокий уровень наукоёмкости и капиталоемкости. Обозначенное усложняет применение метода аналогии, а существенные изменения в структуре авиадвигательной промышленности и ее функционирование в экономике России затрудняют использование методов, основанных на ретроспективных зависимостях, напрямую. Таким образом, прогнозирование стоимости авиадвигательных проектов, в особенности на ранних этапах их реализации, дополнительно осложнено довольно условной применимостью основополагающих принципов планирования.

На последующих этапах реализации проекта, при определении ценовой политики на то или иное наукоёмкое изделие, расчет стоимости осуществляется в соответствии с правовыми нормами на федеральном и ведомственном уровнях [1, 2]. Расчет стоимости с использованием затратного метода предусматривает возможность расчета на основе прямого калькулирования стоимости, метода аналогового сопоставления (в целом и по статьям затрат) и экономико-математических моделей.

Метод прямой калькуляции затрат для новых наукоёмких изделий обеспечивает необходимую точность по результатам разработки конструкторской и технологической документации, что позволяет структурировать все планируемые работы по операциям и нормировать трудо- и материалозатраты. На более ранних этапах реализации проектов погрешность оценок, полученных методом калькуляции затрат, довольно высока, поэтому применять данный метод необходимо с определенной долей осторожности, в особенности в проектах «большого масштаба», а также формирования бюджетного плана.

Вышеизложенное свидетельствует о том, что нельзя однозначно сказать об абсолютной достоверности результатов анализа при применении перечисленных подходов в отдельности. Также следует учесть тот факт, что большинство предприятий авиационной промышленности сегодня не обладают требуемым методическим и программным инструментарием для проведения полноценного технико-экономического анализа процесса создания двигателя, при этом необходимость в подобной системе управления жизненным циклом очевидна и заметно возрастает с каждым днем. Помимо этого особенно актуальным является вопрос оценки сопутствующих рисков, поскольку решение данной задачи позволит учитывать изменчивость внешних и внутренних факторов, влияющих на процесс создания изделия, тем самым обеспечив

адаптивность подхода к технико-экономическому анализу.

3 Программные решения для технико-экономического анализа проектов по созданию перспективных авиационных двигателей

Одним из предприятий, обеспечивающих создание высокотехнологического продукта в Российской Федерации, является ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова» (далее - ЦИАМ). Сотрудниками ЦИАМ было сформировано единое информационное пространство для технико-экономического анализа создания авиационных двигателей, включающего оценку затрат и сроков разработки и производства с учетом предполагаемого масштаба выпуска изделия.

С целью решения поставленной задачи поэтапно был разработан программный комплекс, способный решать все основные задачи технико-экономического анализа предприятия авиадвигателестроения с учетом сопутствующих рисков, включающий в себя следующие программные решения:

- программа для оценки технико-экономической эффективности авиационного двигателестроения с учетом рисков («СТЭРАД») [3];
- программа для выполнения стоимостного анализа сценариев эксплуатации парка авиационных двигателей («СЭП») [4];
- программа оценки экономических потерь от рисковых событий при разработке двигателя сверхзвукового пассажирского самолета («MORS») [5].

СТЭРАД позволяет осуществлять технико-экономический анализ как жизненного цикла авиационных двигателей в целом, так и отдельных его стадий. С помощью данной программы можно оценить затраты и сроки разработки изделия, стоимостные показатели его серийного производства, затраты на эксплуатацию, стоимость жизненного цикла в целом, конкурентоспособность изделия, а также учесть влияние возможных рисков.

СЭП предназначена для стоимостного анализа различных сценариев эксплуатации парка авиационных двигателей. Программа позволяет решить задачу эмулирования поведения двигателей в рамках различных сценариев эксплуатации при варьирование удельных технико-экономических параметров, в том числе оценить затраты на эксплуатацию с учетом различных сценариев и возможных компромиссов, оценить влияние оптимизации удельных параметров изделия на экономическую эффективность процесса его эксплуатации.

MORS является узконаправленным решением для оценки экономических потерь в результате возникновения рисков при разработке двигателя для сверхзвукового пассажирского самолета. Программа позволяет учесть обособленное влияние различных рисковых событий на процесс разработки изделия и их совокупное воздействие посредством сбора и систематизации информации о возможных рисках, их ранжирования по степени значимости, определения пула наиболее опасных из них, последующей стоимостной оценки последствий от реализации рисков, классифицированных как наиболее опасные.

Все перечисленных продукты отличаются своей гибкостью в силу учета различных сценариев и возможных условий, в которых может протекать процесс создания изделия, а также имеют возможность ручной «донастройки» под конкретные задачи, случаи, объекты и цели.

4 Перспективные направления повышения точности результатов технико-экономического анализа перспективных авиационных двигателей

В настоящее время существует возможность предпринять ряд мер для совершенствования подходов к прогнозированию стоимости в авиадвигателестроительной, включая меры как организационного [6], так и технического характера. Исходя из рассмотренных особенностей перспективных авиационных двигателей целесообразны следующие меры:

1. Формирование структуры и наполнение отраслевой базы по изделиям (системам, узлам) и работам (иерархическая структура работ), а также заключение контрактов уже со структурой работ, учитывающей последующую интеграцию с актуальной базой данных.
2. Создание набора параметрических и аналоговых моделей на основе обобщения данных отраслевой базы для последующего использования при оценке стоимости проектов как на этапе программного планирования, так и на этапе проектирования (в качестве основы для формирования цифровых двойников и при использовании технологии параллельного проектирования).
3. Апробация технологии проектирования «под заданную стоимость», параллельного проектирования и цифровых двойников на проектах, выполняемых разработчиками совместно с отраслевыми институтами.
4. Внедрение процедур сопровождения хода реализации проекта в части технико-экономических показателей для получения обратной связи о достигнутых фактических показателях и систематического повышения точности экономико-

математических моделей и актуализации отраслевой базы.

5. Повышение полноты, оперативности доступа и достоверности используемой исходной технико-экономической и научно-технической информации на основе повышения уровня цифровизации.

5 Заключение

Существующие методы и процедуры технико-экономического анализа в авиадвигателестроительной отрасли позволяют осуществлять оценки стоимости перспективных авиационных двигателей на всех этапах их разработки. При этом на разных этапах реализации рассматриваются различные аспекты формирования стоимости, поэтому оценки стоимости разных этапов не в полной мере сопоставимы, а их погрешность может быть существенной. В мировой практике для оценок стоимости используются информационные базы, в которых статистические сведения о технико-экономических показателях проектов структурированы в едином формате, что позволяет проводить оценки на этапах жизненного цикла с использованием разных методов от параметрической оценки до инженерного конструирования.

Использование единой информационно-аналитической системы способствует накопительному эффекту в прогнозировании стоимости. Реализация предложенных мероприятий по совершенствованию методов прогнозирования стоимости будет способствовать не только решению проблемы технико-экономического анализа проектов по созданию перспективных авиационных двигателей, но и повышению точности этих оценок как на ранних этапах реализации авиадвигательных проектов (замысел, программное и финансовое планирование), так и на этапе проектирования. Также данный подход позволит создать условия для внедрения в учетно-аналитическое обеспечение исследования стоимости наукоёмкой продукции технологий цифровых двойников и параллельного проектирования.

Список использованной литературы

[1] Управление научно-технологическим развитием высокотехнологичной промышленности: проблемы и решения: моногр. / К. Г. Бомштейн [и др.]; Под общ.ред. А. В. Дутова, В. В. Клочкова. – М.: НИЦ "Ин-т им. Н.Е.Жуковского", 2019. – 247 с.: ил. - ISBN 9785446524235

[2] Управление разработкой наукоемкого продукта : учебное пособие / И.В. Ершова [и др.].— Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2018.— 120 с.

[3] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020663105 Российская Федерация. «Программа для оценки технико-экономической эффективности авиационного двигателестроения с учетом рисков» («СТЭРАД») : № 2020661781 : заявл. 07.10.2020 : опубл. 22.10.2020 / О. А. Смоляков, Э. А. Оздоева, А. Р. Поляков ; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова».

[4] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021665869 Российская Федерация. «Программа для выполнения стоимостного анализа сценариев эксплуатации парка авиационных двигателей» («СЭП») : № 2021665028 : заявл. 27.09.2021 : опубл. 04.10.2021 / О. А. Смоляков, Э. А. Оздоева, А. Р. Поляков ; заявитель Федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова».

[5] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024684438 Российская Федерация. «Программа оценки экономических потерь от рисковых событий при разработке двигателя сверхзвукового пассажирского самолета» («MORS») : № 2024683427 : заявл. 08.10.2024 : опубл. 17.10.2024 / А. Р. Поляков, Э. А. Орусбиева, А. С. Баранов ; заявитель Федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова».

[6] Смоляков, О. А., Поляков А. Р. Прогноз стоимости разработок инновационных перспективных авиационных изделий // Актуальные проблемы учета, анализа, контроля и налогообложения в условиях цифровизации экономики: межвузовский сборник научных трудов и результатов совместных научно-исследовательских проектов, представленных на 5-ой международной научно-практической конференции в Государственном университете управления (ГУУ), Москва, 07–08 апреля 2021 года. – Москва: Общество с ограниченной ответственностью "Русайнс", 2021. – С. 240-244. – EDN SEPMDR.

ВЫБОР ОБЛИКА ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА

С.В. Харьковский, К.А. Чижов, Е.М. Панова
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассматриваются комплексные проблемы выбора облика воздушной системы двигателя сверхзвукового пассажирского самолёта. Выполнен анализ особенностей и рисков возможных вариантов. Дана рекомендация по выбору облика системы.

CHOOSING OF THE AIR COOLING SYSTEM COFIGURATION OF AN ADVANCED CIVIL AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE

S.V. Kharkovskiy, K.A. Chizhov, E.M. Panova
CIAM, Moscow, Russia

The complex problems of choosing the engine air system appearance of a supersonic passenger aircraft are considered. Analysis of features and risks of the possible variants is completed. Recommendation for selecting the appearance of the system is given.

При создании перспективного двигателя ставятся задачи высокой топливной экономичности, большого ресурса, малого веса, низкой себестоимости. В последнее время появился интерес к созданию двигателя для сверхзвукового пассажирского самолёта. Крейсерский режим для такого самолёта требует по температуре газа перед турбиной превышает параметры взлётного режима. В отличии от двигателей классического назначения – для дозвуковых скоростей полёта – здесь самый максимальный по температуре газа режим становится ещё и режимом максимальной продолжительности. Ставится задача - обеспечить работоспособность дисков и охлаждаемых лопаток турбины на ресурс порядка 6000-8000 часов. Это предполагает снижение температуры деталей до приемлемых значений, при которых удовлетворяется требование по ресурсу. Наиболее эффективным решением является снижение температуры в воздухо-воздушном теплообменнике (ВВТ), расположенном во втором контуре двигателя. ВВТ предназначен для снижения температуры охлаждающего воздуха, отбираемого за компрессором высокого давления (КВД) для охлаждения диска турбины высокого давления (ТВД) и рабочей лопатки ТВД (РЛ ТВД) за счёт отвода тепла в поток холодного воздуха второго контура. (При этом необходимо обеспечить умеренные потери давления и в горячем контуре ВВТ, и в холодном. В данной работе эти проблемы не обсуждаются.) Желаемое снижение температуры воздуха в ВВТ составляет 150-200К.

Встает научная задача – рассмотреть различные варианты подвода воздуха ВВТ к рабочему колесу турбины, и определить оптимальный вариант с учётом имеющихся ограничений и требований.

Рассматриваются два концептуальных варианта – первый вариант: подвод через закомпрессорный диффузор (рис. 1) в холодной зоне проточной части, и второй вариант: через сопловой аппарат ТВД (рис. 2), расположенный в потоке горячего газа.

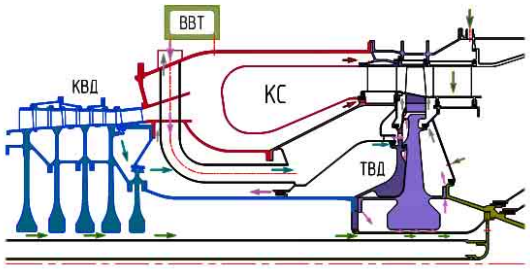


Рис. 1. Вариант с подводом воздуха ВВТ через закомпрессорный диффузор

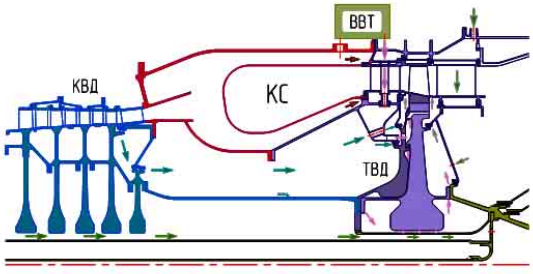


Рис. 2. Вариант с подводом воздуха ВВТ через сопловой аппарат турбины высокого давления

В каждом варианте имеется аппарат спутной закрутки воздуха (АСЗ), через который воздух ВВТ и подводится к рабочему колесу ТВД (РК ТВД). Выбор

радиуса расположения АСЗ в первую очередь зависит от характеристики системы охлаждения рабочей лопатки. Принято допущение, что во всех вариантах рассматривается одна и та же лопатка, и положение АСЗ принято одинаковым. Принимается второе допущение, о том, что и конструкция рабочего колеса ТВД не изменяется в рассматриваемых вариантах.

Основными составляющими воздушной системы в части подвода к рабочему колесу ТВД является набор следующих потоков: расход через аппарат спутной закрутки, расход через рабочую лопатку, утечка через закомпрессорный лабиринт, утечка в осевой зазор перед РК ТВД, расход вдоль диска после АСЗ.

Для сравнения вариантов необходимо рассмотреть возможные способы утилизации утечек – утечки через закомпрессорный лабиринт, и утечки в осевой зазор перед рабочим колесом ТВД. Обычно закомпрессорную утечку выводят через полые стойки закомпрессорного диффузора либо непосредственно во второй контур, либо перепускают в сопловой аппарат турбины низкого давления и далее в проточную часть ТНД. В современных двигателях этот вопрос решается путём вывода закомпрессорной утечки через полость разгрузки осевых сил в полость перед ободом РК ТВД, что позволяет прикрыть осевой зазор перед РК ТВД и использовать эту утечку в РК ТВД как рабочее тело. Для наших оценок сделаем допущение, с точки зрения топливной экономичности двигателя, что утилизация закомпрессорной утечки во второй контур равнозначна выводу в осевой зазор перед ТВД. Для двигателя без ВВТ эти способы утилизации утечки были бы, вероятно, равнозначны.

Основные причины для расположения подвода воздуха ВВТ через закомпрессорный диффузор следующие. Во-первых, уменьшение рисков для охлаждения турбины вследствие гипотетических сценариев повреждений магистралей подвода. В этом случае даже в самом неблагоприятном сценарии воздух ВВТ будет замещён закомпрессорным воздухом, а не газом. Во-вторых, достоинством варианта будет упрощение конструкции охлаждаемого соплового аппарата и корпусов ТВД. Однако в этом варианте вывод закомпрессорной утечки перед РК ТВД представляется сложной конструкторской задачей, и остаётся выводить утечку только во второй контур. Следовательно – прикрывать осевой зазор перед РК ТВД придётся воздухом ВВТ. Ещё часть воздуха ВВТ необходимо направить в думисную полость через лабиринт под АСЗ. Общее количество воздуха ВВТ направляемого на утечки составляет по нашим оценкам 10-15% от общего расхода через ВВТ. Дополнительной проблемой становится задача по поиску конструктивного решения для узла закомпрессорного диффузора, в котором необходимо обеспечить течение в разных направлениях воздуха ВВТ и закомпрессорной утечки, исключая их смешивание.

Во втором варианте воздушной системы с подводом воздуха ВВТ через сопловой аппарат турбины основным фактором является компактность системы. Такие решения являются апробированными в отечественном двигателестроении. Основным элементом решения является наличие транзитной трубки в центральной части лопатки, через которую пропускается воздух ВВТ.

Рассмотрим риск для системы охлаждения турбины, связанный с повреждением магистралей воздуха ВВТ в СА ТВД. Эти повреждения являются результатом последовательных событий – прогар стенки соплового аппарата в области расположения трубки, и прогар самой трубки. Появление 100% горячего газа соответствует прогару всех лопаток, то есть фатальному сценарию, в котором соплового аппарата ТВД уже нет. Прогар одной или двух лопаток приведет к увеличению доли горячего газа и росту температуры воздуха ВВТ на 30-60К. Такое повышение температуры представляется приемлемым.

Дополнительным фактором второго варианта является возможность вывода закомпрессорной утечки перед РК ТВД. При этом уменьшается расход воздуха через ВВТ. Уменьшение расхода воздуха ВВТ составляет по нашим оценкам 10-15% от общего расхода через ВВТ. В результате можно ВВТ сделать более легким, либо более эффективным.

Для дальнейшей разработки рекомендуется принять подвод через сопловой аппарат ТВД и утилизацией закомпрессорной утечки перед РК ТВД.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ТВЕРДОПОЛИМЕРНОГО ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА ДЛЯ ЛЕГКОГО САМОЛЕТА В СРЕДЕ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ SIMINTECH

Б.А. Копейкин, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев, И.О. Киселёв, С.А. Котельников, К.А. Осипов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Выполнен расчет полезной электрической мощности энергоустановки на основе твердополимерного топливного элемента с номинальной мощностью 30 кВт при высоте полета легкого самолета до 3,5 км. Показано, что определяющими факторами, влияющими на величину полезной мощности ЭУ, являются характеристики воздушного компрессора системы подачи увлажненного воздуха в ТЭ.

SIMULATION OF THE PROTON EXCHANGE MEMBRANE FUEL CELL POWER PLANT OPERATION FOR A LIGHT AIRCRAFT IN DYNAMIC SIMULATION ENVIRONMENT SIMINTECH

A.N. Varyukhin, A.V. Geliev, B.A. Kopeikin, I.O Kiselev, S.A. Kotelnikov, K.A. Osipov
CIAM, Moscow, Russia

The calculation of a nominal power 30 kW PEM fuel cell power plant useful electric power is carried out at altitude up to 3,5 km. It’s shown that the key factor influencing the power plant useful electric power is an air and humidification supply system compressor map.

1 Введение

Настоящее время является временем бурного развития электрохимических источников энергии, немалым толчком в развитии технологии которых явилось ужесточение экологических норм в авто- и авиастроении. Особенно жестким является требование к отсутствию выбросов углекислого газа авиационными силовыми установками к 2050 году [1].

Одним из путей обеспечения нулевого углеродного следа является применение электрических (ЭСУ) и/или гибридных силовых установок (ГСУ) летательных аппаратов (ЛА), использующих помимо химической энергии сгорания альтернативного авиационного топлива (устойчивое авиационное топливо либо водород) в двигателях внутреннего сгорания еще и электроэнергию, вырабатываемую электрохимическими источниками электрической энергии (ЭИЭЭ). Особенно быстрыми темпами в настоящее время развиваются такие ЭИЭЭ, как аккумуляторы и топливные элементы (ТЭ).

Современные аккумуляторы с высокими удельными параметрами относятся к перезаряжаемым источникам тока, генерация электроэнергии в которых осуществляется за счет переноса ионов лития с одного электрода на другой сквозь ионопроводящий электролит, в то время как электроны переносятся по внешней электрической цепи, производя полезную электрическую работу. В настоящее время серийно выпускается пилотируемый легкий электросамолет с ЭИЭЭ на аккумуляторах [2], в то время как серийный выпуск самолетов с ЭСУ на основе ТЭ пока отсутствует.

ТЭ, в отличие от аккумуляторов, требуют подготовки и подведения газовых реагентов к зоне протекания электрохимической реакции. Наилучшими на сегодня удельными параметрами обладают водород-воздушные ТЭ с твердой полимерной мембраной, которая при заполнении водой является проводником для протонов и изолятором для электронов. Электроны и протоны, являющиеся продуктами электроокисления водорода на аноде, вступают в реакцию электровосстановления с кислородом воздуха с образованием воды на катоде. Как и при работе аккумуляторов, в ТЭ электроны, протекая по электрической цепи, совершают работу в полезной нагрузке, которой является электродвигатель, приводящий во вращение ротор движителя ЛА. Время работы ТЭ, в отличие от аккумуляторов, определяется только количеством водорода в бортовой системе хранения, что позволяет рассматривать их в качестве ЭИЭЭ, обеспечивающих продолжительный полет ЛА.

Настоящая работа посвящена моделированию работы энергоустановки (ЭУ) на основе твердополимерного топливного элемента для легкого самолета в среде динамического моделирования SimInTech [3]. Назначение ЭУ на основе ТЭ в составе ЭСУ легкого самолета заключается в передаче электрической мощности на электродвигатель,

приводящий воздушный винт. При этом предполагается, что для осуществления взлета и набора высоты самолета обеспечивается параллельная работа бортового блока аккумуляторных батарей и ТЭ с общей полезной мощностью около 60 кВт, в то время как на режимах крейсерского полета, снижения и посадки самолета ТЭ обеспечивает тяговую мощность, наибольшая величина которой не превышает 30 кВт.

ЭУ на основе ТЭ содержит непосредственно ТЭ, а также периферийные системы, обеспечивающие подготовку и подачу в него газовых реагентов (водорода и кислорода воздуха), а также – циркуляцию теплоносителя. Периферийные системы включают несколько подсистем: систему подачи увлажненного воздуха (СПУВ), систему подачи и рециркуляции водорода (СПРЦВ), систему хранения и подачи газов (СХПГ), систему термостатирования ТЭ (СТС). СПУВ обеспечивает управление расходом, давлением, температурой и влажностью воздуха, подаваемого в ТЭ при полете самолета на любой требуемой высоте полета. СПРЦВ осуществляет управление расходом, давлением, температурой и влажностью газообразного водорода, подаваемого в ТЭ. СХПГ обеспечивает подачу водорода либо инертного газа от газовых баллонов в топливную магистраль СПРЦВ с целью подачи непосредственно топлива (водорода), либо инертного газа (азота) в обеспечение пассивации топливной магистрали СПРЦВ в аварийных ситуациях. СТС осуществляет управление: давлением теплоносителя на входе в ТЭ; входной и выходной температурами теплоносителя, подаваемого/выходящего из ТЭ. Все подсистемы ЭУ содержат органы управления, функционирующие по обратной связи с датчиков, обеспечивающих работу системы автоматического управления состоянием ТЭ в составе ЭУ на любом режиме полета самолета.

2 Математическая модель

Моделирование ЭУ на основе ТЭ требует совместного моделирования вольт-амперной характеристики (ВАХ) ТЭ с одновременным моделированием работы периферийных систем на различных высотах полета самолета. Ключевым выходным параметром расчета является полезная электрическая мощность ЭУ, равная разности электрической мощности, генерируемой ТЭ, и суммарной мощности электрических потребителей всех периферийных устройств ЭУ.

Модель СПУВ содержит следующие органы управления (ОУ), обеспечивающие подачу увлажненного воздуха в ТЭ: электроприводной воздушный компрессор, пропорционально управляемую воздушную заслонку, теплообменный аппарат (ТА), мембранный увлажнитель воздуха, пропорционально управляемый трехходовой кран. Совместная работа воздушного компрессора и воздушной заслонки обеспечивает управление расходом и давлением воздуха, подаваемого в ТЭ. ТА осуществляет стабилизацию температуры закомпрессорного воздуха на всех режимах работы компрессора, в то время как трехходовой кран осуществляет разделение потока закомпрессорного воздуха, один из которых направлен к увлажнителю воздуха, второй – по байпасному тракту в обход увлажнителя. Обратная связь для обеспечения управления ОУ реализуется по сигналам с датчиков: расхода воздуха на входе в компрессор; тока силовой шины ТЭ; давления на входе в ТЭ; температуры и влажности на входе в ТЭ.

Модель СПРЦВ содержит следующие органы управления, обеспечивающие подачу увлажненного водорода в ТЭ: два пропорционально управляемых клапана, струйный аппарат (СА), ТА-конденсатор-подогреватель со встроенным электромагнитным клапаном сброса конденсата в атмосферу. Совместная работа пропорционально управляемых клапанов обеспечивает управление давлением и расходом увлажненного водорода, подаваемого в ТЭ. ТА-конденсатор-подогреватель обеспечивает конденсацию излишней влаги выходной из ТЭ пароводородной смеси в камере конденсата, и последующий нагрев осушенной пароводородной смеси в камере подогревателя. СА осуществляет рециркуляцию выходной из ТЭ пароводородной смеси (нагнетаемый газ СА) за счет подачи сухого водорода в рабочее сопло СА из СХПГ. Обратная связь для обеспечения управления ОУ реализуется по сигналам с датчиков: давления на входе в ТЭ; температуры на входе в ТЭ, датчиков уровня воды в камере конденсата ТА-конденсатора-подогревателя.

Модель СХПГ включает: электромагнитные клапаны (ЭК) вентиляции/пассивации магистралей СХПГ; ЭК подачи азота в расширительный бак СТС; ЭК, обеспечивающие подачу водорода/азота в СПРЦВ. Обратная связь для обеспечения управления ОУ реализуется по сигналам с датчиков: давления в магистралях высокого давления; давления в магистралях подачи газов в СПРЦВ.

Модель СТС содержит следующие органы управления: помпы теплоносителя для управления температурой теплоносителя на выходе из ТЭ; управляемые вентиляторы радиаторов охлаждения для регулирования температуры теплоносителя на входе в ТЭ; электропневматический клапан для регулирования давления теплоносителя на входе в ТЭ.

Все модели реализованы в среде динамического моделирования SimInTech. Наибольшую сложность

вызывает корректное задание характерных времён переходных процессов.

3 Заключение

Разработана математическая модель, реализованная в среде SimInTech, и выполнено моделирование работы бортовой энергоустановки на основе топливного элемента, обеспечивающей генерацию электрической мощности с целью передачи полезной мощности на электродвигатель воздушного винта на различных высотах полета легкого самолета. По результатам расчетов установлено, что полезная мощность ЭУ на режиме взлета самолета составляет не более 28 кВт, при этом на крейсерском режиме полета на высоте 3,5 км со скоростью 120 км/ч полезная мощность составляет не более 21 кВт. Показано, что падение полезной мощности ЭУ на 25 % на высоте полета легкого самолета 3,5 км в первую очередь обусловлено характеристиками воздушного компрессора. Ключевыми факторами максимизации полезной мощности ЭУ на основе ТЭ является создание оптимального электроприводного компрессора, спроектированного в соответствии с полетным циклом ЛА с учетом ВАХ ТЭ.

Результаты работы могут быть полезны при проектировании ЭСУ и ГСУ для ЛА с целью обеспечения требований по нулевым выбросам углекислого газа на всех режимах полета ЛА. Также результаты работы актуальны при проектировании электромобилей, судов и других транспортных средств с электрической и/или гибридной силовой установкой.

Список использованных источников

[1] https://www.icao.int/environmental-protection/CORSIA/Documents/Resolution_A41-22_CORSIA.pdf.
[2] http://pipistrel.ru/model/alpha_electro.
[3] https://simintech.ru/?ysclid=m9hxfuw0si459030817.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЫСОКООБОРОТНОГО ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДНОГО ТУРБОКОМПРЕССОРА СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ВОЗДУХА В БАТАРЕЮ ТВЕРДОПОЛИМЕРНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

А.В. Гелиев, А.В. Казаков, В.А. Шаповалов, А.Н. Варюхин, С.И. Сигачев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Спроектирован высокооборотный электродвигатель (ЭД) для электроприводного турбокомпрессора системы подачи воздуха в твердополимерный топливный элемент. Особое внимание при проектировании ЭД уделено облику, обеспечивающему его высокую эффективность за счет выбора материалов и технических решений, обеспечивающих минимальные потери на перемагничивание.

HIGH-SPEED ELECTRIC MOTOR DESIGN FOR THE TURBOCHARGER OF A FUEL CELL STACK AIR SUPPLY SYSTEM

A.N. Varyukhin, A.V. Geliev, A.V. Kazakov, S.I. Sigachev, V.A. Shapovalov
CIAM, Moscow, Russia

High-speed electric motor for the turbocharger of a fuel cell stack air supply system is designed. Special efforts are aimed to design of the high efficiency electric motor due to the choice of the stator soft magnetic materials.

1 Введение

Известно [1], что наиболее энергопотребляющим из устройств, обеспечивающих штатную работу батареи твердополимерных топливных элементов (БТЭ) или, что то же самое, топливного элемента, в составе энергетической установки, является воздушный электроприводной компрессор (доля потребляемой электрической мощности составляет около 90 % от всех электропотребителей), либо электроприводной турбокомпрессор (ЭТК), обеспечивающий подачу воздуха в БТЭ с требуемыми величинами расхода и давления. Применение ЭТК для подачи воздуха в БТЭ является приоритетным вариантом в сравнении с компрессором в силу преобразования на турбине ЭТК части механической мощности катодного выхлопа БТЭ в полезную мощность на валу электродвигателя (ЭД).

Работа посвящена проектированию высокооборотного электродвигателя с повышенным КПД для электроприводного турбокомпрессора системы подачи воздуха БТЭ номинальной мощности около 100 кВт. Толчком к настоящему исследованию послужил ранее приобретенный опыт ЦИАМ в области изготовления и испытаний ЭТК системы подачи воздуха в БТЭ (рис. 1).

Компрессор ЭТК ЦИАМ имеет пиковую степень повышения полного давления около 3 при частоте вращения рабочего колеса (РК) более 100 тыс. об/мин и способен обеспечить расход воздуха, подаваемый в БТЭ, близкий к 110-130 г/с. Максимальная мощность потребления ЭД ЭТК ЦИАМ составляет не более 16 кВт.

Рис. 1. Общий вид электроприводного турбокомпрессора, изготовленного в ЦИАМ

Компрессор ЭТК ЦИАМ имеет пиковую степень повышения полного давления около 3 при частоте вращения рабочего колеса (РК) более 100 тыс. об/мин и способен обеспечить расход воздуха, подаваемый в БТЭ, близкий к 110-130 г/с. Максимальная мощность потребления ЭД ЭТК ЦИАМ составляет не более 16 кВт.

Настоящее исследование посвящено проектированию ЭД с повышенным КПД, подходящим для ЭТК систем подачи воздуха в БТЭ с номинальной мощностью около 100 кВт.

2 Этапы проектирования электродвигателя

Высокая частота вращения ротора ЭД – более 100 тыс. об/мин, а также жесткое требование на недопущение попадания паров масла в БТЭ (масло

отравляет катализаторы БТЭ), приводит к необходимости использования газодинамических опор ЭД. С этой целью спроектированы осевой и радиальные лепестковые газодинамические подшипники (ЛГП) в составе ЭД. Радиальные ЛГП обеспечивают требуемую грузоподъемность и частоту всплытия, определяемую прежде всего массой ротора ЭТК, в то время как осевой ЛГП противодействует осевой силе, создаваемой совместной работой РК компрессора и турбины с учетом геометрии полостей ЭТК. С целью проектирования ЭД с повышенным КПД и ресурсом, выбран материал магнитопровода статора ЭД с низкими потерями на перемагничивание в области частот более 2 кГц и материал магнитопровода ротора ЭД с приемлемыми магнитными характеристиками и коррозионной стойкостью. В качестве подходящего материала магнитопровода статора выбран отечественный аморфный сплав АМАГ 321 [2], а в качестве материала магнитопровода ротора выбрана коррозионно-стойкая сталь марки 08Х17. Максимизация КПД ЭД при заданной мощности и габаритных ограничениях статора выполнялась путем проведения многокритериальной оптимизации геометрии активной части ЭД [3]. Минимизация потерь в магнитах и магнитопроводе ротора ЭД обеспечивалась наличием посаженного с натягом на магниты медного электромагнитного экрана [3,4], поверх которого располагается бандаж ротора из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Применение бандажа из ПКМ в отличие от исполнения бандажа из высокопрочных сплавов типа Inconel позволяет также повысить КПД ЭД за счет низкой электропроводности ПКМ. Следующим шагом являлось расчетное подтверждение соответствия запаса прочности магнитов ротора и запаса по собственной частоте ротора допустимым значениям, для чего был использован опыт проведения подобных расчетов при проектировании ЭТК ЦИАМ.

3 Заключение

Спроектирован высокооборотный ЭД с повышенным КПД для ЭТК системы подачи воздуха в батарею твердополимерных топливных элементов. По результатам расчетов, КПД ЭД превысил 97,6 %, что превышает КПД ранее изготовленного ЭД ЭТК ЦИАМ и аналогов, присутствующих на рынке. Настоящий результат обусловлен выбором более совершенного материала магнитопровода статора ЭД и конструктивными решениями. Также за счет применения более коррозионно-стойкого материала магнитопровода ротора улучшены условия эксплуатации ЭД с сохранением его целевых характеристик по мощности, частоте вращения ротора и массогабаритным характеристикам.

Результаты работы могут быть полезны при разработке электроприводных компрессоров, турбокомпрессоров, а также при разработке турбогенераторов широкого спектра назначения.

Список использованных источников

[1] https://ec.europa.eu/research/participants/documents/downloadPublic?documentIds=080166e5bb1a07a9&appId=PPGMS.

[2] https://mstator.ru/products/amag.

[3] В.А. Шаповалов, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев, И.О. Киселев. Минимизация потерь в роторе оптимального по КПД и удельной мощности высокооборотного синхронного электродвигателя, эксплуатируемого на низкой частоте ШИМ // Труды 66-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 2024. С. 274 – 276.

[4] Zhou F.Z., Shen J.X., Fei W.Z. Influence on rotor eddy-current loss in high-speed PM BLDC motor // Proceedings of 41st International Universities Power Engineering Conference. V.2.P. 734-738. DOI: 10.1109/UPEC.2006.367576.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОНВЕКТИВНО-ДИФФУЗИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В МЕМБРАННОМ УВЛАЖНИТЕЛЕ ВОЗДУХА

К.А. Осипов, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Разработана математическая модель мембранного увлажнителя воздуха как составной части экспериментальной установки для функционирования твердополимерного топливного элемента на водороде, описывающая процессы конвекции и диффузии, протекающие в «сухом», «влажном» трактах подачи воздуха и цилиндрических мембранах из материала типа Нафиона. Получены аналитические решения нестационарной и стационарной системы уравнений. Разработанная математическая модель позволяет получать характеристики мембранного увлажнителя воздуха, зная которые можно оценивать эффективность увлажнения воздуха. Впервые из математической модели найдены безразмерные параметры, определяющие эффективность увлажнения сухого воздуха. Получено согласование с экспериментальными данными.

MATHEMATICAL MODEL OF CONVECTIVE DIFFUSION PROCESSES IN A MEMBRANE HUMIDIFIER

K.A. Osipov, A.N. Varyukhin, A.V. Geliev
CIAM, Moscow, Russia

A mathematical model of a membrane humidifier has been developed as an integral part of an experimental installation for the operation of a solid polymer fuel cell describing the processes of convection and diffusion occurring in «dry», «wet» air supply paths and cylindrical membranes made of Nafion type material. Analytical solutions of the unsteady and stationary system of equations are obtained. The developed mathematical model allows us to obtain the characteristics of a membrane humidifier, knowing which it is possible to evaluate the effectiveness of humidification. For the first time dimensionless parameters were found from a mathematical model that determine the humidification effectiveness of dry air. The agreement with experimental data has been obtained.

1 Введение

С помощью твердополимерного топливного элемента (ТПТЭ) удается эффективно конвертировать химическую энергию в водороде в электрическую посредством электрохимических реакций, происходящих по обе стороны от протонообменной мембраны. Одним из важнейших компонентов экспериментальной установки для функционирования ТПТЭ, является мембранный увлажнитель, главным образом предназначенный для обеспечения необходимого уровня влажности воздуха при его подаче на вход в ячейку ТПТЭ. Производительность ТПТЭ во многом зависит от влажности мембраны [1], и поэтому увлажнитель играет важнейшую роль в увлажнении мембраны в ТПТЭ. Принципиальная схема мембранного увлажнителя представлена на рис. 1. В данной работе приведено аналитическое описание процессов диффузии и конвекции в мембранном увлажнителе воздуха из первых физических принципов.

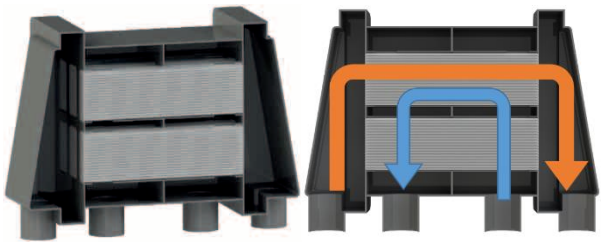


Рис. 1. Принципиальная схема мембранного увлажнителя воздуха

Полученная математическая модель может быть использована не только для какой-то конкретной модели мембранного увлажнителя, но и для описания стационарных и нестационарных конвективно-диффузионных процессов, протекающих в мембранных увлажнителях, и для определения базовых геометрических параметров самого технического устройства под заданные характеристики и требования посредством изменения некоторых безразмерных параметров. Входящий сухой воздух распределяется по тонким цилиндрическим трубочкам. В мембранных увлажнителях, как правило, имеется несколько секций, в каждой из которых расположено большое количество

цилиндрических трубочек (порядка нескольких тысяч), диаметр которых составляет порядка одного миллиметра. Большое количество трубочек способствует уменьшению средней скорости в канале, по которому протекает сухой воздух, что в конечном итоге приводит к уменьшению безразмерного числа Пекле, от которого, в частности, зависит характер изменения концентрации водяного пара по длине цилиндрических каналов. В пространстве между трубочками протекает влажный воздух. Достаточно большая площадь секций также будет способствовать уменьшению средней скорости во тракте. Увлажнение сухого воздуха протекает за счет процессов диффузии в цилиндрических мембранах из материала типа Нафион.

2 Математическая модель конвективно-диффузионных процессов в мембранном увлажнителе воздуха

Математическая модель, описывающая все основные процессы в мембранном увлажнителе воздуха, должна одновременно рассматривать конвективно-диффузионные процессы, протекающие в «сухом», «влажном» трактах, а также в мембранах. Поэтому необходимо совместно решать три дифференциальных уравнения в частных производных для различных областей. Представим полную систему уравнений для мембранного увлажнителя воздуха:

$$\begin{cases} \dfrac{\partial \rho_1}{\partial t} + \bar{V}_{x1}\dfrac{\partial \rho_1}{\partial x} = D_1\dfrac{\partial^2 \rho_1}{\partial x^2} + \dfrac{2h_1}{r_1}\left(\rho_{m,\mathrm{v}}(x,r_1,t) - \rho_1(x,t)\right), \\ \dfrac{\partial \rho_m}{\partial t} = D_\lambda\left(\dfrac{\partial^2 \rho_m}{\partial r^2} + \dfrac{1}{r}\dfrac{\partial \rho_m}{\partial r}\right), \\ \dfrac{\partial \rho_2}{\partial t} + \bar{V}_{x2}\dfrac{\partial \rho_2}{\partial x} = D_2\dfrac{\partial^2 \rho_2}{\partial x^2} + \dfrac{2\pi r_2 N h_2}{\Delta S}\left(\rho_{m,\mathrm{v}}(x,r_2,t) - \rho_2(x,t)\right), \end{cases}$$

где ρ_1 и ρ_2 – плотности водяного пара в сухом и влажном трактах соответственно, ρ_m – плотность воды в мембране, $\rho_{m,\mathrm{v}}$ – парообразная составляющая плотности H_2O на границе мембраны, D_1 и D_2 – коэффициенты бинарной диффузии водяного пара в сухом и влажном трактах увлажнителя соответственно, D_λ – коэффициент диффузии воды в мембране, r – радиус цилиндрических мембран, r_1 и r_2 – внутренний и внешний радиусы мембраны, $\bar{V}_{x1}$ и $\bar{V}_{x2}$ – средние скорости смеси в сухом и влажном трактах, N – количество цилиндрических трубочек в одной секции увлажнителя, h_1 и h_2 – коэффициенты переноса концентрации молекул через внутреннюю и внешнюю границы мембраны соответственно, ΔS – эффективная площадь сечения одной секции тракта, по которой протекает влажный воздух. Парообразную составляющую плотности воды $\rho_{m,\mathrm{v}}$ необходимо связать с плотностью воды в мембране через влагосодержание и активность воды через некоторое соотношение, определенное в эксперименте [1]. Систему нестационарных дифференциальных уравнений (1) необходимо дополнить соответствующими начальными и граничными условиями.

3 Заключение

В работе удалось впервые из первых физических принципов разработать математическую модель мембранного увлажнителя воздуха, предназначенного для обеспечения необходимого уровня влажности воздуха при его подаче в ТПТЭ, описывающие стационарные и нестационарные процессы конвекции и диффузии в сухом, влажном трактах и цилиндрических трубках из материала типа Нафион. Причем полученные математические модели могут быть использованы не только для описания конвективно-диффузионных процессов, оценки эффективности конкретных мембранных увлажнителей, но и непосредственно для проектирования увлажнителя (определения базовых геометрических параметров) под заданные технические требования и характеристики. Из математической модели впервые получены четыре основных безразмерных параметра режима работы увлажнителя, которые влияют на конвективно-диффузионные процессы увлажнителя и его эффективность. Впервые введен Q-критерий, определяющий режим работы увлажнителя, возникающий при решении характеристического уравнения четвертой степени для определения собственных чисел. Основной физический смысл Q-критерия заключается в том, что при описании процессов конвекции и диффузии возникают не только экспоненциальные решения, но и могут возникать решения с колебательно-затухающей частью, что следует из математического рассмотрения уравнений. Соответствующая калибровка параметров в полученных аналитических решениях системы уравнений позволяет получить согласование с экспериментальными данными.

Список использованных источников

[1] Ryan O'Hayre, Suk-Won Cha, Whitney G. Colella, Fritz B. Prinz. Fuel Cell Fundamentals // Third Edition. Published by John Wiley&Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2016.

РАЗРАБОТКА СООСНОГО ПРИВОДА ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЁТА

А.В. Варюхин, М.А. Овдиенко, И.О. Киселев, В.А. Шаповалов, М.В. Сутягин, Д.В. Калинин, И.В. Ратьков, Д.В. Загребельный
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлен подход к разработке соосного электропривода для электрической силовой установки беспилотного вертолёта. Особое внимание при проектировании было уделено вопросам снижения массы и эффективности системы охлаждения.

DEVELOPMENT OF A COACIAL ELECTRIC MOTOR FOR UNMANNED HELICOPTER PROPOLUSION SYSTEM

A.N. Varyukhin, M.A. Ovdienko, I.O. Kiselev, V.A. Shapovalov, M.V. Sutyagin, D.V. Kalinin, I.V. Ratkov, D.V. Zagrebelnyy
CIAM, Moscow, Russia

An approach to the development of a coaxial electric drive for an electric propulsion system of an unmanned helicopter is presented. During the design, special attention was paid to the issues of reducing the weight and efficiency of the cooling system.

Появление и широкое распространение летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки мультироторной схемы с электроприводами воздушных винтов, казалось бы, должны был полностью выдавить классические вертолётные компоновки. Основное преимущество мультиротора – отсутствие редуктора и автомата перекоса. Однако и для вертолётной схемы особенно небольшой размерности также возможно применить прямой (без редуктора) электрический привод, что существенно упростит конструкцию.

В данной работе описан комплексный подход к проектированию и созданию такого электропривода для соосной несущей схемы.

При разработке соосного электропривода учитывались два основных требования: уменьшение его массы двигателя и повышение эффективности системы охлаждения.

Предложена концепция [1] принудительного воздушного охлаждения, где основание статора электропривода выполнено в виде радиатора с продольными каналами, а расход воздуха через каналы основания обеспечивается с помощью крышки нижнего ротора, работающего по принципу центробежного насоса (Рис. 1).

В работе описан процесс оптимизационно-параметрического проектирования активной части электродвигателя. В качестве основных критериев оптимизации использованы условия минимизации массы, максимизации КПД и коэффициента мощности привода.

Также в работе был разработан блок управления двигателем с воздушным охлаждением на основе SiC транзисторов рабочим напряжением до 600В.

Рис. 1. Крышка ротора с лопатками для принудительного охлаждения

В результате проделанной работы создан соосный электропривод несущих винтов (Рис. 2) с интегрированной системой воздушного охлаждения. Привод, успешно прошёл стендовые испытания и отвечает заданным требованиям.

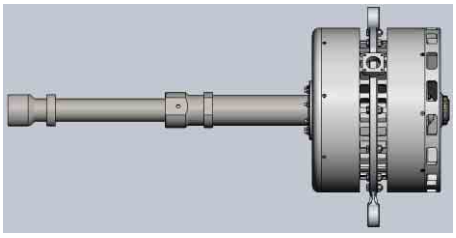


Рис. 2. Соосный электропривод несущих винтов

Список использованных источников

[1] Безредукторный привод соосной системы валов винтокрылого летательного аппарата. Патент на изобретение № 2838902. Заявка № 2024125832, дата гос. регистрации 23.04.2025.

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ СИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПОСТОЯННЫХ МАГНИТАХ ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ПРИМЕНЕНИЯ

В.А. Шаповалов, А.Н. Варюхин, И.О. Киселев, И.Д. Чикишев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Предложен современный подход к многокритериальной оптимизации синхронного двигателя на постоянных магнитах. В основе подхода лежит интерактивный метод поиска оптимальных решений, позволяющий проводить междисциплинарную оптимизацию большого числа целевых функций при большом числе варьируемых параметров. Такой подход позволяет за относительно короткое время получить аппроксимацию Парето-фронта с решениями, удовлетворяющими междисциплинарным ограничениям.

MULTI-OBJECTIVE OPTIMIZATION OF PMSM FOR AIRCRAFT APPLICATION

V.A. Shapovalov, A.N. Varyukhin, I.O. Kiselev, I.D. Chikishev
CIAM, Moscow, Russia

A modern approach to multi-objective optimization of permanent magnet synchronous motor (PMSM) is proposed. The foundation of this approach is an interactive method of algorithm-assisted search that addresses issues such as high number of criteria, high dimensional design space, inter-disciplinary and numerically heavy objective functions. This approach enables rapid approximation of a Pareto frontier while satisfying multidisciplinary constraints.

1 Введение

Синхронный двигатель на постоянных магнитах (СДПМ) на сегодняшний день является наиболее популярным преобразователем мощности в составе авиационных гибридных и электрических силовых установок (СУ). Его популярность обеспечивается компактностью и относительно высокими значениями удельной мощности и КПД.

По своей сути проектирование авиационного СДПМ – это задача многокритериальной и междисциплинарной оптимизации с большим числом ограничений. Многокритериальность следует из требований к СДПМ иметь высокий КПД, высокую удельную мощность, компактность, технологичность и дешевизну производства. К ограничениям обычно относят: геометрические ограничения; диапазон рабочих токов и напряжений; механические ограничения, в том числе связанные с достижением механических резонансов; максимальные температуры элементов. Все это требует решения множества подзадач из различных областей физики, в том числе «вычислительно тяжелых», как, например, моделирование потоков воздуха в системе воздушного охлаждения двигателя. В рамках многокритериальной оптимизации, требующей тысяч, десятков или сотен тысяч вычислений целевой функции, получение всех характеристик СДПМ решением всех подзадач в полной постановке может оказаться неразрешимой задачей при ограниченных вычислительных и временных ресурсах.

Работа посвящена разработке эффективного метода решения многокритериальной междисциплинарной задачи проектирования оптимального СДПМ.

2 Методика

В качестве подхода к такой задаче предложена методика интерактивной [1-2] оптимизации, позволяющая находить Парето-оптимальные решения, удовлетворяющие при этом междисциплинарным ограничениям. Скорость расчета целевой функции одной модели СДПМ, при этом, может составлять несколько десятков секунд на одном ядре современного персонального компьютера (ПК), что позволяет строить от нескольких сотен до тысяч решений в час в зависимости от числа симметрии активной части проектируемой машины. Большая скорость вычислений достигается решением методом конечных элементов (МКЭ) электромагнитной задачи в рамках системы уравнений для векторного потенциала магнитного поля для активной части ЭД в двумерной постановке, что позволяет с относительно большой точностью [3] определять наиболее важные для определения оптимальности параметры, такие как КПД, выходная мощность и т.д. Некоторые электромагнитные характеристики, требующие ресурсоемких вычислений, а также тепловые и

механические параметры вычисляются без применения МКЭ с помощью суррогатных моделей.

Для сокращения числа решений, необходимых для аппроксимации фронта Парето [4-5], минимизируется мощность исследуемого пространства параметров – это достигается снижением общего числа варьируемых параметров [6] и их параметризацией – переходом от абсолютных варьируемых параметров к относительным.

Для аппроксимации Парето-фронта используется гибридный эволюционный алгоритм, сочетающий в себе черты генетического подхода [7-8] и метода роя частиц [9-10]. Направление «вектора эволюции» активно изменяется варьированием коэффициентов весовых функций, а обратная связь достигается через наблюдение оператором оптимизации за эволюционным процессом через двух- и трехмерные срезы многомерного пространства параметров. Это позволяет избегать трат вычислительных и временных ресурсов на аппроксимацию фронта Парето в тех областях, где решения заведомо не соответствуют ограничениям, либо не представляют интереса для целей проектирования.

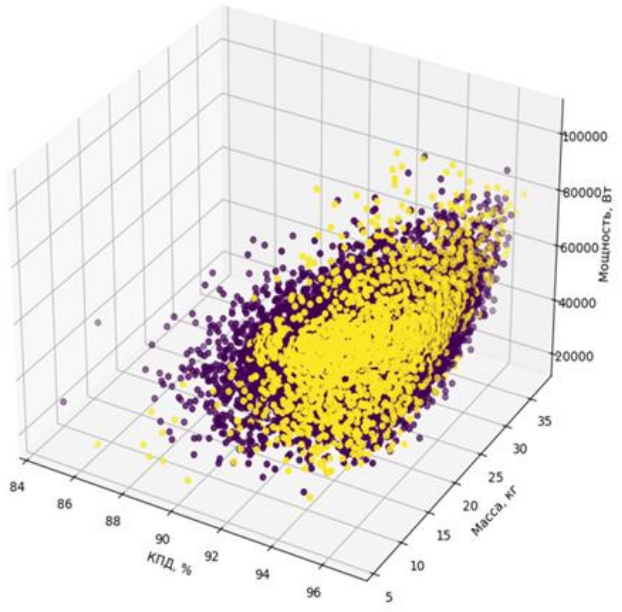


Рис. 1. Трехмерный фронт Парето по критериям минимизации массы, максимизации мощности, максимизации КПД.

3 Заключение

Разработана нетребовательная к вычислительным и временным ресурсам методика оптимизации, позволяющая решать многокритериальную многодисциплинарную задачу проектирования СДПМ, удовлетворяющего заданным ограничениям. Это позволяет оперативно получать множество Парето-оптимальных электродвигателей и их характеристики (см. рис. 1), что обеспечивает гибкость при проектировании авиационной СУ. Методика фокусируется на СДПМ авиационного применения, но может быть обобщена на более широкий класс электрических машин и на другие области применения.

Список использованных источников

[1] Fisher M. L. Interactive optimization //Annals of Operations Research. – 1985. – V. 5. – P. 539-556.

[2] Xin B. et al. Interactive multiobjective optimization: A review of the state-of-the-art //IEEE Access. – 2018. – V. 6. – P. 41256-41279.

[3] Pechlivanidou M. C., Chasiotis I. D., Karnavas Y. L. A comparative study on 2D and 3D magnetic field analysis of permanent magnet synchronous motor using FEM simulations //Journal of Electromagnetic Waves and Applications. – 2019. – Т. 33. – №. 17. – С. 2215-2241.

[4] Koppen M. The curse of dimensionality //5th online world conference on soft computing in industrial applications (WSC5). – 2000. – Т. 1. – С. 4-8.

[5] Chen S., Montgomery J., Bolufe-Rohler A. Measuring the curse of dimensionality and its effects on particle swarm optimization and differential evolution //Applied Intelligence. – 2015. – Т. 42. – С.514-526.

[6] Brockhoff D., Zitzler E. Are all objectives necessary? On dimensionality reduction in evolutionary multiobjective optimization //International Conference on Parallel Problem Solving from Nature. – Berlin, Heidelberg : Springer Berlin Heidelberg, 2006. – С. 533-542.

[7] Wang S. C., Nien Y. C., Huang S. M. Multi-objective optimization design and analysis of V-shape permanent magnet synchronous motor //Energies. – 2022. – V. 15. – №. 10. – P. 3496.

[8] Song T. et al. Multi-physics and multi-objective optimisation design of interior permanent magnet synchronous motor for electric vehicles //IET Electric Power Applications. – 2020. – V. 14. – №. 11. – P. 2243-2254.

[9] Islam M. K. et al. Designing High-Power Ultra-High-Speed Motor Using a New Multiphysics Multi-Objective Optimization Method for Mechanical Antenna Applications //IEEE Access. – 2022. – V. 10. – P. 106305-106323.

[10] Wong E. W. M. et al. Optimization design of the electromagnetic torque for surface-mounted PMSM using GA and finite element analysis for electric vehicle //Journal of Electrical Engineering & Technology. – 2022. – V. 17. – №. 5. – P. 2727-2735.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОПРИВОДНЫХ ИМПЕЛЛЕРОВ

М.А. Овдиенко, А.Н. Варюхин, Д.И. Журавлев, И.В. Ратьков, Д.В. Загребельный, А.В. Власов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе представлены результаты исследований, посвященные созданию демонстратора технологий распределённой силовой установки на основе электроприводных импеллеров для перспективного регионального самолета. Показаны этапы разработки, сложности, которые пришлось преодолеть разработчикам на пути создания как непосредственно электроприводного импеллера, так и всей силовой установки на их основе, проведения их испытаний в том числе в аэродинамической трубе и на летающей лаборатории.

EXPERIENCE IN THE DEVELOPMENT OF DISTRIBUTED PROPULSION SYSTEM BASED ON ELECTRIC IMPELLERS

M.A. Ovdienko, A.N. Varyukhin, D.I. Zhuravlev, I.V. Ratkov, D.V. Zagrebelnyy, A.V. Vlasov
CIAM, Moscow, Russia

The paper considers the results of research on distributed propulsion system based on electrically driven impellers for a prospective regional aircraft. The stages of development, the challenges that the developers had to overcome on the way to design both an electric drive impeller and a propulsion system based on them, and conducting their tests, including in a wind tunnel and in a flying laboratory, are shown.

Согласно поставленных целей в Транспортной стратегии Российской Федерации необходимо обеспечить повышение мобильности населения, пространственной связанности и транспортной доступности территорий России. В связи с этим, требуются развитие технологий, направленных на улучшение взлетно-посадочных и эксплуатационных характеристик региональных самолетов. Одной из таких технологий являются распределенные силовые установки (РСУ). В данной работе приводятся результаты комплексных исследований РСУ, которая представляет собой набор электроприводных импеллеров (осевых электроприводных вентиляторов), установленных на отклоняемом закрылке крыла перспективного регионального самолёта. Работа импеллеров обеспечивает формирование так называемого эффекта суперциркуляции, при котором существенно возрастает подъёмная сила на крыле.

Описываются этапы разработки и создания электроприводного импеллера, который вообще говоря представляет собой довольно непростое техническое устройство, в котором объединяются лопаточная машина с коэффициентом повышения давления 1,25, электрический двигатель с удельной мощностью более 15 кВт/кг и высоковольтный блок силовой электроники с удельной мощностью не менее 50 кВт/кг. Основная сложность обуславливается существенными габаритными ограничениями, т.к. устройства должны стоять вплотную друг к другу и помещаться в закрылке, а также требованием использовать только воздушное охлаждение.

Не менее сложной является задача объединения всех электроприводных импеллеров в единую электроэнергетическую систему, обеспечение их синхронной работы и управления, и вопросы электромагнитной совместимости.

Не смотря на все указанные сложности РСУ на основе электроприводных импеллеров была успешно создана, прошла стендовые испытания, испытания в аэродинамической трубе в составе консоли крыла, а также в составе летающей лаборатории в лётном эксперименте.

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ГИБРИДНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК В СОСТАВЕ 9-МЕСТНОГО САМОЛЕТА МЕСТНЫХ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ

А.Н. Варюхин, А.В. Власов, П.С. Сунцов, Д.Я. Рахманкулов,
М.А. Овдиенко, А.В. Гелиев, В.С. Захарченко
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе представлены сравнительные расчетно-параметрические исследования применения традиционной и гибридных силовых установок различных схем в составе 9-местного самолета местных воздушных линий. Облик самолета и силовой установки формировались, исходя из решения транспортной задачи перевозки целевой нагрузки на определенную дальность по заданным критериям эффективности (топливной и энергетической эффективности, стоимости энергии). В качестве основного варианта рассматривалась схема ГСУ на основе одного гибридного турбовинтового двигателя на керосине и аккумуляторной батареи в качестве дополнительного источника энергии.

CONCEPTUAL STUDIES OF A HYBRID PROPULSION SYSTEM FOR A 9-SEAT COMMUTER AIRCRAFT

D.Ya. Rakhmankulov, A.N. Varyukhin, A.V. Vlasov, P.S. Suntsov,
M.A. Ovdienko, A.V. Geliev, V.S. Zakharchenko
CIAM, Moscow, Russia

The paper considers computational and parametric studies of the different propulsion systems as part of a 9-seat aircraft. The aircraft and the propulsion system was designed to optimize efficiency criteria (fuel and energy efficiency, energy cost) on certain mission parameters such as payload, range etc. As the main option, a hybrid architecture based on a hybrid turboprop engine powered by kerosene and a rechargeable battery as an additional energy source was considered.

1 Введение

Согласно транспортной стратегии РФ до 2030 года [1] ставятся задачи по повышению пространственной связанности и транспортной доступности территорий, а также низкоуглеродной трансформации отрасли и внедрению новых технологий. Одним из важных направлений является развитие самолетов для местных воздушных линий (МВЛ), способных взлетать с коротких искусственных или грунтовых взлетно-посадочных полос с длиной 600-1800 м. Актуальной задачей является замена устаревающего легкого многоцелевого самолета Ан-2.

Самолет МВЛ пассажировместимостью не более 9 чел. может иметь силовую установку, состоящую только из одного двигателя (газотурбинного или поршневого) согласно нормам летной годности гражданских легких самолетов [2].

Наличие одного двигателя является привлекательным для эксплуатантов с точки зрения стоимости владения и обслуживания самолета, но является небезопасным в случае отказа двигателя. Маршрут полета должен быть построен таким образом, чтобы на определенном радиусе самолет имел место для аварийной посадки. Также при отсутствии запаса по высоте на этапе взлета и набора высоты отказ двигателя может привести к катастрофе.

Важно упомянуть, что для подобного самолета с негерметичной кабиной, обладающего коротким взлетом, двигатель значительно дросселируется на крейсерском режиме (по отношению к взлетному режиму), что негативно сказывается на эффективности использования топлива.

Учитывая вышесказанное, для улучшения безопасности полета и топливной эффективности полетного цикла в данной работе рассматривается возможность применения гибридной силовой установки (ГСУ), в которой для создания крутящего момента на валу воздушного винта комбинируются газотурбинный (ГТД) и электрический двигатели, а в качестве дополнительного источника энергии используется аккумуляторная батарея (АБ). Предполагается, что в случае отказа ГТД самолёт сможет продолжить полёт за счёт электродвигателя и АБ.

1 Схема ГСУ

Проведенные расчетно-параметрические исследования по заданным критериям эффективности [3] показали целесообразность применения параллельной ГСУ на основе гибридного турбовинтового двигателя (ГТВД), схема которой представлена на рис. 1.

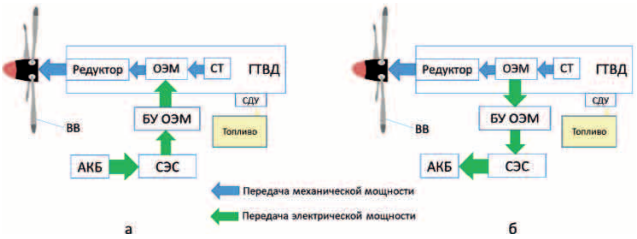


Рис. 1. Параллельная ГСУ на основе ГТВД
(а) режим взлёта с форсированием мощности от обратимой электрической машины
(б) режим крейсерского полёта, обратимая электрическая машина работает как генератор

ГТВД отличается от традиционного ТВД тем, что на валу между свободной турбины и редуктором встроена обратимая электрическая машина (ОЭМ) для создания дополнительного крутящего момента на воздушном винте на взлетном режиме и отбора части мощности на крейсерском режиме.

Параллельная ГСУ на основе ГТВД позволяет форсировать мощность, передаваемую на воздушный винт, за счет ОЭМ, питаемой от АБ (например, на режиме взлета). Это позволяет в свою очередь снизить мощность ТВД и обеспечить приемлемый уровень его дросселирования на крейсерском режиме полета. В случае отказа газотурбинной части ГТВД самолёт сможет продолжить полёт на любом режиме, используя мощность ОЭМ с питанием от АБ.

2 Требования к самолету и силовой установке

Аэродинамическая схема 9-местного самолета МВЛ следующая:

– моноплан нормальной схемы с высоким расположением крыла относительно фюзеляжа (высокоплан) и с хвостовым оперением;

– неубирающееся трехопорное шасси с носовой опорой;

– один газотурбинный двигатель, расположенный в носовой части фюзеляжа.

Основные требования к девятиместному самолету МВЛ представлены в табл. 1.

Требования к перспективной СУ следующие:

– обеспечение заданной тяги по циклу полета, в том числе для совершения безопасной посадки в случае отказа маршевого двигателя при взлете или наборе высоты, а также безопасной посадки в случае отказа маршевого двигателя в любой точке маршрута.

– размерность ТВД выбиралась из условия обеспечения суммарной мощности (совместно с АБ) в составе СУ, требуемой по ограничению длины ВПП.

Расчетная мощность ТВД, ГТВД, ОЭМ в составе ГТВД и АБ в составе СУ обусловлены рядом требований к ЛА (обеспечение допустимых дистанций разбега и взлета, заданного времени набора высоты крейсерского полета, обеспечение безопасного взлета при отказе ТВД, и другие).

Табл. 1. Требования к самолету

Параметр	Значение
Масса коммерческой нагрузки, кг	1000
Дальность полета с заданной коммерческой нагрузкой, км	1000 (500+500)
Крейсерская скорость, км/ч	300
Высота крейсерского полета, м	3000
Длина ВПП, м	800

Требования к блоку АБ следующие:

– максимальный продолжительный (30 с и более) ток разряда АБ должен быть не более 6С, что соответствует времени полного разряда с максимальной мощностью не менее 10 мин;

– при продолженном взлете с отказом двигателя за счет энергии АБ должен быть обеспечен не только взлет до высоты 10,7 м согласно НЛГ 23, но и последующие этапы: подъем до высоты ~100 м, полет по кругу, заход на посадку и посадка.

Облик ОЭМ формируется, исходя из требования обеспечения полной мощности, необходимой для продолжения полета и возврата на аэродром.

3 Постановка задачи

При формировании облика самолета с ГСУ параллельной схемы исходили из решения задачи о доставке коммерческой нагрузки, как указано в табл. 1. Полный профиль представляет собой полет туда (500 км) и обратно (500 км) с посадкой без дозаправки и включает в себя этапы: взлет; набор высоты; крейсерский полет; снижение; заход на посадку и посадка. Полет моделировали путем численного интегрирования уравнений движения ЛА по поверхности ВПП и в воздушной среде.

При формировании облика ЛА варьировали его взлетную массу с условием, что по завершении полета по профилю на борту ЛА остается запас топлива (для ГСУ – и энергии АБ), достаточный для совершения дополнительного полета в крейсерских условиях в течение 45 мин.

Удельная нагрузка на крыло для самолета МВЛ определялась, исходя из условия ограничения посадочной дистанции длиной ВПП 800 м.

Также решается параметрическая задача формирования рационального облика ТВД и блока АБ по заданным критериям эффективности самолета. Для

этого рассматривались сформированные облики ТВД на взлетную мощность от 500 до 800 л.с.

4 Исходные данные

При формировании облика самолета МВЛ пассажировместимостью 9 чел. для традиционной СУ и ГСУ параллельной схемы рассматривались облики ТВД в диапазоне мощности от 500 до 800 л.с., с одноступенчатым центробежным компрессором, кольцевой противоточной камерой сгорания, одноступенчатой неохлаждаемой турбиной компрессора, одноступенчатой свободной турбиной с встроенным планетарным редуктором. Основные характеристики данных двигателей представлена в работе [3].

Основные параметры электрических компонентов ГСУ, принятые в расчете представлены в табл. 2.

Табл. 2. Удельные параметры электрических компонентов ГСУ

Наименование	Значение
Удельная энергетическая емкость АБ, кВт·ч/кг	0,2
Удельная мощность ОЭМ, кВт/кг	12
Удельная мощность БУ ОЭМ, кВт/кг	20
Удельная мощность системы передачи электрической энергии, кВт/кг	40
КПД системы передачи электрической энергии	0,99
КПД БУ ОЭМ	0,98
КПД ОЭМ	0,95

Данные параметры соответствуют текущему технологическому уровню и были подтверждены при создании демонстраторов технологий в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

Параметры массового баланса самолета, аэродинамические характеристики ЛА, характеристики воздушного винта, а также принятые допущения подробно описаны в работе [3].

4 Результаты расчета

Оценка эффективности применения различных типов СУ в составе самолетов МВЛ проводилась на основе анализа их обликов и летно-технических характеристик (ЛТХ). В качестве показателя эффективности в данной работе принята взлетная масса самолета G0, которая в ходе расчетов минимизировалась. Для сформированных обликов самолетов МВЛ с различными типами СУ так же определялись:

– топливная эффективность $q_т$, г/(пасс·км);

– энергетическая эффективность Е, кВт·ч/км;

– удельная стоимость полета по заданному профилю, руб./км.

Энергетическая эффективность определялась при условии, что низшая теплота сгорания керосина составляет порядка 43,1 МДж/кг.

Стоимость топлива и электроэнергии, затраченных на 1 км пути определялась при цене авиационного керосина 94 руб/кг и цене электроэнергии 7,5 руб/(кВт·ч). Цены приняты на уровне декабря 2024 года.

В табл. 3 представлены основные данные по облику, ЛТХ, показателям эффективности самолета МВЛ с традиционной СУ и ГСУ.

Табл. 3. Основные параметры 9-ти местного самолета МВЛ с традиционной СУ

Наименование	Значение	
	Трад.СУ	ГСУ
Площадь крыла, м^2	18	22
Мощность ТВД при взлете, л.с.	547	624
Мощность разряда АБ в нормальном взлете, л.с.	-	33,5
Частота вращения винта, об/мин (постоянна)	2000	2000
Взлетная тяга, кгс	841	1001
Посадочная дистанция, м	787	795
Параметры в начальной точке крейсерского полета		
Аэродинамическое качество ЛА	10,0	10,7
Потребная мощность ТВД, л.с.	405	462
Располагаемая мощность ТВД (номинальный режим), л.с.	477	544
Расход топлива, кг/ч	99,1	110
Удельный расход топлива ТВД, кг/(л.с.·ч)	0,244	0,239
Километровые затраты энергии, кВт*ч/км (Н=3000 м)	-	0,95
Дальность полета на энергии АБ до полного исчерпания заряда, км (Н=3000 м)	-	93,4
Массовые характеристики		
Масса ГСУ с системами и воздушным винтом, кг	194	739
Затраты топлива в полете по полному профилю, кг	340	383
Масса топлива АНЗ, кг	70	70
Характеристики эффективности		
Взлетная масса, кг	2987	3700
Топливная эффективность по полному профилю, г/(пасс·км)	37,8	42,5
Энергетическая эффективность по полному профилю, кВт·ч/км	4,16	4,68
Удельная стоимость полета по заданному профилю, руб/км	31,96	36

Таким образом, самолет с ГСУ тяжелее базового ЛА на 700 кг. Это обусловлено прежде всего добавлением массы АБ – на 460 кг, что ведет к увеличению площади крыла, а следовательно, и массы конструкции планера. Причем энергоемкости АБ

достаточно для обеспечения полета на дистанцию 120 км, что в несколько раз превышает необходимый запас для осуществления посадки после отказа газотурбинной части.

5 Заключение

Получены следующие результаты.

Базовый самолет МВЛ вместимостью 9 пасс. с традиционной СУ на основе одного ТВД при площади крыла 18 м^2 и взлетной мощности ТВД 560 л.с. имеет взлетную массу ~3000 кг. Удельный расход топлива в полете по полному профилю составляет 37,8 г/(пасс×км),. При этом отказ единственного ТВД для такого самолета является критическим, особенно на этапе взлета и набора высоты.

Применение ГСУ на основе одного ГТВД позволяет обеспечить безопасный продолженный взлет при отказе газотурбинной части, но приводит к увеличению взлетной массы самолета примерно на 23 % по сравнению с показателем базового ЛА. Из-за этого повышается удельный расход топлива и энергии примерно на 13 %. При этом такая ГСУ обеспечивает полет на расстояние более 100 км после отказа газотурбинной части на крейсерском режиме.

Если же стоит задача обеспечить полет и безопасную посадку в случае отказа маршевого двигателя в любой точке маршрута, то увеличение массы самолета с ГСУ по сравнению с показателем базового ЛА составляет ~60 % при удельной энергетической емкости аккумуляторных батарей 0,2 кВт·ч/кг. Удельный расход топлива при этом возрастает примерно на 30%. Если же предположить, что удельная энергоемкость электрохимических источников составляет 0,5 кВт·ч/кг, что в целом уже достижимо для первичных, неперезаряжаемых источников энергии, например, литий-фторидных элементов, то увеличение взлетной массы составит ~19 %, а удельного расхода топлива – всего ~9 %.

Список использованных источников

[1] Транспортная стратегия Российской Федерации до 2030 года с прогнозом на период до 2035 года. Утверждена от 27 ноября 2021 г. № 3363-р

[2] Нормы летной годности самолетов транспортной категории, часть 25, 2022..

[3] Варюхин А.Н., Власов А.В., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С. и др. Оценка эффективности различных типов силовых установок 9-местного самолета местных воздушных линий. Журнал Авиационные двигатели 1 (26), 2025.

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СОСТАВЕ ЛЕГКОГО ВЕРТОЛЕТА

Д. Я. Рахманкулов, П. С. Сунцов, А. Н. Варюхин, В. С. Захарченко, А. В. Власов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работа посвящена концептуальным исследованиям применения различных схем силовых установок (СУ) в составе легкого вертолета. В качестве базового летательного аппарата выбран легкий вертолет с максимальной взлетной массой 3600 кг, предназначенный для перевозки 7 пассажиров. Оценка эффективности выполнялась в прямой постановке задачи на основе моделирования полета вертолета по заданному профилю по критериям: дальности полета, топливной эффективности. Также проведены расчётно-параметрические исследования, определяющие облики узлов СУ, включая турбовальные двигатели (ТВГТД) для различных схем текущего и перспективного технологического уровня.

CONCEPTUAL STUDIES OF THE VARIOUS TYPES APPLICATION OF HYBRID PROPULSION SYSTEM ON A LIGHT HELICOPTER

D. Ya. Rakhmankulov, P. S. Suntsov, A. N. Varyukhin, V.S. Zakharchenko, A. V. Vlasov
CIAM, Moscow, Russia

The paper consider conceptual studies of different architectures of propulsion system application as a part of a light helicopter. A light 7-seat helicopter with a maximum takeoff weight of 3600 kg, was selected as the reference version of the rotary-wing aircraft (RWA). The estimation of efficiency was performed as a direct problem by the helicopter flight simulation, to get criteria's such as flight range, fuel efficiency and specific mass of the control system and the TR drive. Also, calculation and parametric studies were carried out, to design propulsion system sub-assemblies including turboshaft engines for the current and prospective technology level.

1 Введение

Одним из важных направлений на начальном этапе проектирования является оценка эффективности применения различных схем и обликов СУ для различных типов и классов летательных аппаратов. Цель этих исследований – определение направлений развития критических технологий и требований к ним, обоснование целесообразности применения определенных схем и типов СУ в составе ЛА для решения транспортных задач на основании выбранных критериев эффективности. Ранее уже были представлены результаты концептуальных исследований различных схем силовых установок применительно к 9-ти и 19-ти местным самолётам местных воздушных линий [1-2]. В данной работе проведены поисковые расчетные исследованиям эффективности использования ряда перспективных схем силовых установок текущего и следующего технологического развития в составе винтокрылого летательного аппарата. В качестве объекта исследования выбрана силовая установка легкого вертолета с максимальной взлетной массой 3600 кг, предназначенного для перевозки 7 пассажиров.

В крейсерском режиме полета вертолета с традиционной силовой установкой с механическим приводом рулевого винта турбовальные газотрубинные двигатели (ТВГТД) работают с высокой степенью дросселирования (по отношению к взлетному режиму), что негативно сказывается на топливной экономичности и на летно-технических характеристиках. В связи с этим предлагается рассмотреть ряд схем гибридных силовых установок. Также определённые перспективы есть у традиционной схемы силовой установки, в которой механический привод рулевого винта заменён на электрический, запитываемый от бортовой системы электроснабжения (СЭС).

Для легкого вертолета предлагается рассмотреть следующие варианты силовой установки:

– СУ с двумя ТВГТД повышенной мощности и электроприводом рулевого винта (данная схема реализует возможность отключения в крейсерском полете одного из двигателей);

– ГСУ с двумя ТВГТД и АБ;

– ГСУ с одним ТВГТД повышенной взлетной мощности и АБ.

В качестве критериев эффективности легкого вертолета выбраны следующие показатели:

– топливная и энергетическая эффективность;

– дальность полета;

– относительная масса СУ в массовом балансе вертолета.

2 Результаты исследований

Сравнительные оценки различных вариантов СУ выполнялись по отношению к базовому варианту вертолета, традиционная СУ которого включает в себя два ТВГТД, с механической трансмиссией привода РВ.

Применение электрического привода РВ расширяет возможности несущей системы, поскольку при этом появляется возможность регулирования частоты вращения РВ независимо от несущего винта (НВ). В частности, предлагается в крейсерском полете вертолета полностью останавливать рулевой винт, а компенсацию реактивного момента НВ и путевое управление вертолетом осуществлять с помощью развитого вертикального оперения. Ожидается, что реализация этой схемы позволит уменьшить потребную мощность несущей системы вертолета, ввиду отсутствия отборов на привод РВ.

Для традиционной СУ также рассматривается концепция, согласно которой в крейсерском полете работает только один из двух ТВГТД, а второй выключается либо переводится в режим полетного малого газа. Показано, что для схемы с выключением одного из ТВГТД в сравнении с базовым вариантом вертолета топливная эффективность значительно улучшается, но относительная масса СУ больше, и меньше дальность полета. Кроме того, в этой схеме остается нерешенным вопрос обеспечения безопасности полета при отказе работающего двигателя.

Рассматриваются две схемы, в составе которых имеется аккумуляторная батарея (АБ) в качестве дополнительного источника энергии и электропривод, обеспечивающий передачу крутящего момента на РВ. Использование АБ в составе ГСУ позволяет спроектировать ТВГТД таким образом, чтобы в крейсерском полете они работали на режиме, более близком к максимально допустимомому, по сравнению с двигателями базового варианта вертолета. Это улучшает их экономические показатели.

Основным недостатком ГСУ, ограничивающим ее возможности использования в составе вертолета, является значительная масса, ввиду наличия электрических компонентов. Для перспективного технического уровня этот недостаток является менее критичным.

Для схемы ГСУ с одним ТВГТД размерность АБ значительно выше, чем в других схемах, поскольку определяется требуемой дальностью полета в случае отказа ТВГТД.

Проведены комплексные расчетно-параметрические исследования по формированию облика и определению характеристик ТВГТД для разных схем СУ применительно к легкому вертолету взлетной массы 3600 кг:

а) для разного уровня технологического развития:
– для ТВГТД современного уровня;
– для ТВГТД следующего поколения;
б) для двух характерных типоразмерных величин:
– ТВГТД взлетной мощности 550-750 л.с.;
– ТВГТД взлетной мощности 1000-1400 л.с.

Расчетные мощности ТВГТД в составе СУ обусловлены рядом требований к ЛА (заданного статического потолка, заданного времени набора высоты крейсерского полета, обеспечения безопасного взлета ЛА при отказе двигателя ТВГТД и другие). В табличной форме представлены основные удельные параметры и КПД электрических компонентов, используемых в составе ГСУ и приводной системе рулевого винта.

Формирование обликов различных силовых установок в составе ЛА выполнялось на основе методологии [3-4]. Исследования проводились в рамках так называемой прямой постановки задачи формирования облика СУ; при этом принималось, что основные характеристики вертолета – взлетная масса, геометрические параметры, аэродинамические характеристики несущей системы вертолета – заданы и остаются неизменными, а изменения затрагивают облик силовой установки и приводной системы РВ. Соответственно, меняется масса составляющих СУ и масса заливаемого топлива. В первом приближении масса главного редуктора принималась неизменной. Необходимы дополнительные исследования по формированию обликов главного редуктора для ГСУ.

Оценка летно-технических характеристик ряда вариантов вертолета с различными СУ в выполнении задачи перевозки пассажиров выполнялась методом математического моделирования полета вертолета по типовому профилю.

На каждом этапе этого профиля для текущей полетной массы вертолета решается задача численного интегрирования уравнений движения вертолета как материальной точки, исходя из чего в каждый момент времени определяется ряд параметров траектории (высота, горизонтальное удаление, пройденный путь, составляющие скорости вертолета в земной системе координат), потребная мощность несущей системы вертолета, потребная мощность двигателей с учетом отборов мощности на нужды ЛА и заряд АБ в составе ГСУ, текущий расход топлива СУ.

Проведены расчетно-параметрические исследования по выбору рациональной размерности источников энергии, элементов электрической трансмиссии и даны рекомендации по формированию обликов данных элементов для каждой схемы ГСУ.

3 Заключение

При использовании электропривода рулевого винта с реализацией его останова в крейсерском полете несколько уменьшается суммарная потребная мощность, однако из-за увеличения массы конструкции уменьшается масса топлива на борту (при фиксированной взлётной массе). Это в конечном результате приводит для текущего уровня развития технологий к снижению на 3 % дальности, но при этом топливная эффективность увеличивается на 3 %. Главным преимуществом подобной схемы является повышение безопасности.

Использование схемы СУ с выключением в крейсерском полете одного из двигателей требует увеличения взлётной мощности от 35 до 50 %. Но при этом на 19,6 % снижается расход топлива, правда и дальность снижается на 10 % при текущем уровне развития технологий. При перспективном уровне развития технологий за счёт прогнозируемого снижения массы ТВГТД и расхода топливная эффективность улучшится на 23 %, а дальность возрастёт на 10 %. Требуется дальнейшая проработка данной схемы с точки зрения безопасности в случае отключения работающего двигателя.

Если же в крейсерском полете не отключать один двигатель, а переводить его в режим полётного малого газа, то такой вариант однозначно невыгоден. Так для текущего уровня развития технологий дальность снизится на 30%, а расход топлива на увеличится на 10%.

Применение ГСУ с двумя ТВГТД, оптимизированными под крейсерский режим полёта, обеспечивает улучшение топливной эффективности на 3,2 %, но значительно уступает базовому варианту в дальности полета на 24 % для текущего уровня развития технологий. Для перспективного уровня развития технологий ожидается улучшение топливной эффективности на 5,2 %, но дальность по сравнению с базовым вариантом будет меньше на 9 %.

Применение ГСУ только с одним ТВГТД, электроприводом РВ и АБ обеспечивает значительный выигрыш в топливной эффективности при некотором увеличении дальности полета. Кроме этого, ожидается, что стоимость эксплуатации вертолёта с подобной ГСУ будет существенно ниже по сравнению с традиционной. Но основной вопрос упирается в создание нормативной базы для подобных схем СУ. Нормативные ограничения в итоге сформируют требования к ёмкости АБ, а, следовательно, её массе, стоимости и в конечном итоге к топливной эффективности.

Список использованных источников

[1] Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Овдиенко М.А., Гелиев А.В., Киселев И.О., Власов А.В. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолетов местных воздушных линий. Авиационные двигатели. № 1 (14). 2022. С. 19-32.

[2] Варюхин А.Н., Власов А.В., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С. и др. Оценка эффективности различных типов силовых установок 9-местного самолета местных воздушных линий. Журнал Авиационные двигатели № 1 (26). 2025.

[3] Рахманкулов Д.Я., Захарченко В.С., Сунцов П.С. Комплексная математическая модель формирования облика ТВГТД в системе вертолета. В сборнике: Будущее машиностроения России. Сборник докладов Восьмой Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов. 2015. С. 565-569.

[4] Рахманкулов Д.Я., Захарченко В.С., Сунцов П.С., Фокин Ю.В., Старцев А.Н. Оценка эффективности использования конструктивной схемы перспективного ТВГТД в системе вертолета. В книге: Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. Сборник тезисов докладов участников Международной научно-технической конференции, посвященной 45-летию Университета. 2016. С. 45.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ЗАРЯДА И РАЗРЯДА ЛИТИЙ-ИОННОГО АККУМУЛЯТОРА НА ОСНОВЕ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

В.В. Константинов, И.О. Киселев, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе на основе нейронных сетей, обученных на эмпирических экспериментальных данных, скомпонованных в единую выборку, была создана математическая модель, позволяющая оценивать остаточную энергоёмкость и напряжение аккумуляторной батареи по задаваемым в реальном времени разрядным или зарядным параметрам.

SIMULATION OF CHARGE AND DISCHARGE OF THE LITHIUM-ION BATTERY BASED ON THE NEURAL NETWORK

V.V. Konstantinov, I.O. Kiselev, A.N. Varyukhin, A.V. Geliev
CIAM, Moscow, Russia

The mathematical model, based on neural networks that have been trained on empirical experimental data compiled into a single sample, was created. It allows to evaluate the residual energy capacity and voltage of a storage battery based on discharging or charging parameters specified in real time.

1 Введение

Одним из проблемных вопросов электрических силовых установок транспортных систем является невозможность напрямую измерить остаточную ёмкость аккумуляторной батареи. И если отданная ёмкость может быть определена как интеграл протекающего тока по времени, то остаточная ёмкость является функций многих параметров, таких как текущее напряжение, ток, температура, которые непрерывно изменяются.

Кроме остаточной ёмкости важно уметь прогнозировать напряжение на аккумуляторной ячейке в каждый момент времени при разных режимах работы. Эти данные требуются как при эксплуатации, так и на этапе проектирования электрической силовой установки, её аккумуляторной батареи, согласования её параметров.

Подходов к моделированию остаточной ёмкости и напряжения существует большое количество, но с учётом того, что владельцы электромобилей часто жалуются на явную ошибку в прогнозных значениях располагаемого запаса хода автомобиля, задача не теряет актуальности.

В данной работе для определения остаточной ёмкости, а также напряжения разомкнутой цепи (НРЦ – напряжение батареи в случае отсутствия нагрузки на ней, то есть при нулевом токе) и напряжения замкнутой цепи (НЗЦ – напряжение ячейки при её замыкании на внешнюю нагрузку или источник питания, при котором через цепь идёт электрический ток) по текущим параметрам ячейки и истории разряда или заряда, предлагается использовать нейронную сеть, обученную на результатах разрядных и зарядных испытаний аккумуляторных ячеек по определённой методике.

2 Математическая модель

Зачастую для моделирования процессов работы аккумулятора используется модель Тевенина [1], представляющая собой эквивалентную цепь. В простейшем варианте эквивалентная схема состоит из источника напряжения и резистора. Для повышения точности модели необходимо учитывать переходные процессы, возникающие в аккумуляторах при изменении силы тока, выражающиеся в плавном падении или восстановлении напряжения на контактах до установившегося значения. При замыкании ячейки на нагрузку НЗЦ выходит на траекторию, близкую к линейной, не сразу, а плавно, в течение определённого времени, называемого временем восстановления (релаксации). Аналогичная ситуация наблюдается при размыкании цепи. Для моделирования переходных процессов в схему добавляются один или нескольких RC-контуров, описывающих эти процессы.

В схеме с одним RC-контуром напряжение аккумуляторной ячейки рассчитывается по формулам (1) – (2):

$$U = U_{\text{НРЦ}} - IR_0 - U_1 \quad (1)$$

$$U_1 = IR_1\left(1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right)\right) \quad (2)$$

или:

$$U = U_{\text{НРЦ}} - I(R_0 + R_1) + IR_1 \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right), \quad (3)$$

где $U_{НРЦ}$ – напряжение разомкнутой цепи; I – ток в цепи, положительный при разряде, отрицательный при заряде; U_1 – напряжение на конденсаторе; R_0 – омическое сопротивление; R_1 – поляризационное сопротивление; t – время, прошедшее с начала переходного процесса; τ – время релаксации (время падения разницы установившегося и неустановившегося напряжений в e = 2,718 раз).

Значения сопротивлений R_0 и R_1 сложным образом зависят от температуры ячейки, НРЦ, а также от силы тока. Для описания такой зависимости от многих параметров требуется построение многомерной интерполяционной модели, для которой необходимо соблюсти требование к равномерности сетки. Альтернативой многомерной интерполяции является моделирование при помощи нейронных сетей (НС), которые так же могут использоваться для обобщения сложной многомерной зависимости. При этом в случае использования НС нет необходимости моделировать сопротивления, поскольку этот инструмент позволяет моделировать напряжение и остаточную энергоёмкость напрямую, обходя недостатки схем замещения.

Если в обучающее множество поместить только те участки разрядов или зарядов, где переходные процессы в аккумуляторной ячейке можно считать установившимися, то установившееся напряжение $U_{\text{уст}}$ будет рассчитываться внутри НС:

$$U_{\text{уст}} = U_{\text{НС}}, \quad (4)$$

где $U_{\text{НС}}$ – напряжение, полученное при расчете нейронной сетью.

С учетом переходных процессов напряжение можно вычислять следующим образом:

$$U = U_{\text{НС}} + A \cdot \Delta U \left(\exp\left(-\frac{t}{\tau}\right)\right), \quad (5)$$

где A – усредненный постоянный коэффициент мгновенного восстановления напряжения при снятии с нагрузки, равный 0,35; ΔU – разница между напряжением до изменения силы тока и установившимся напряжением после изменения силы тока (вычисленным нейронной сетью):

$$\Delta U = U_{\text{НРЦ}} - U_{\text{уст}} \quad (6)$$

3. Получение обучающей выборки и обучение

Для получения обучающей выборки проводились разрядные и зарядные испытания ячеек формата 21700 с номинальной ёмкостью 4,2 А·ч при постоянной температуре и постоянном значении силы тока. Для поддержания постоянной температуры испытания проводись в камере тепла и холода при температурах от 0 °C до 60 °C. Максимальная сила тока разряда составляла 40 А, заряда – 8 А. Процесс заряда и разряда имел периодический характер: сначала цепь замыкалась на определённый промежуток времени, потом размыкалась, также на определённый промежуток времени. При этом измерялась температура ячейки. Контролировалось, чтобы она не изменялась более, чем на один градус, в противном случае цепь размыкалась, если при этом с момента замыкания проходило время, достаточное для установления переходных процессов. График напряжения при термостатированном разряде показан на рис. 1. Обведенные на нем точки, соответствующие установившимся переходным процессам, добавлялись в обучающую выборку.

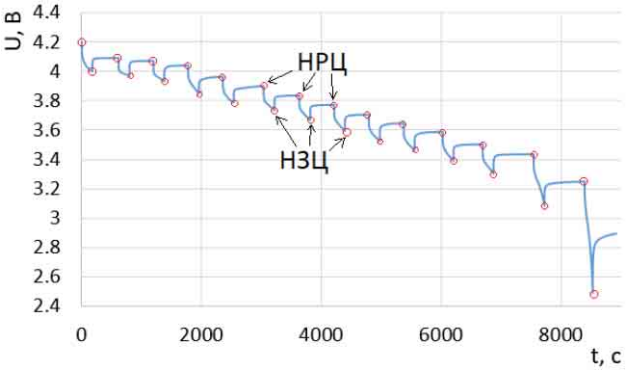


Рис. 1. Зависимость напряжения от времени при термостатированном разряде и выбор точек для обучения

НС обучалась с использованием библиотеки Keras [2] и языка программирования Python. В ходе процесса подбора параметров НС были определены оптимальные структуры НС для определения напряжения и остаточной ёмкости: 4 промежуточных слоя по 64 нейрона и 4 промежуточных слоя по 32 нейрона соответственно.

Обученные НС можно считать функциями следующих входных параметров:

$$U_{\text{уст}} = f(U_{\text{нач}}, I, \Delta Q, T), \quad (7)$$

$$W_{\text{ост}} = f\left(U_{\text{уст}}, I, T\right), \quad (8)$$

где $U_{нач}$ – начальное установившееся НРЦ, относительно которого считается разница зарядов; ΔQ – разница в отданном заряде между начальной и текущей точками; T – температура аккумуляторной ячейки.

4. Реализация модели в среде динамического моделирования «SimInTech»

Веса обученной НС были перенесены в среду динамического моделирования SimInTech [3]. На их

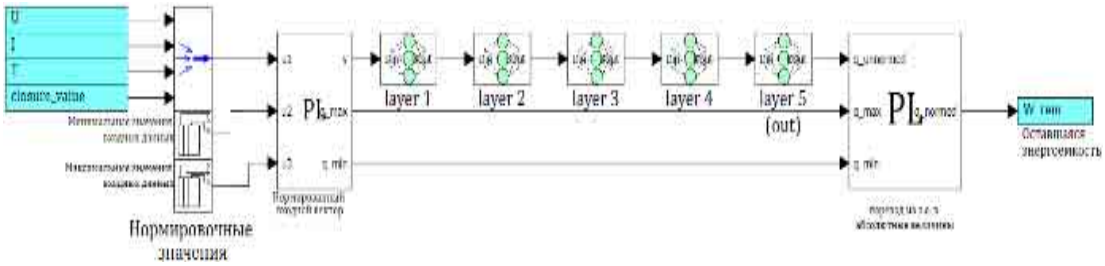


Рис. 2. Структура нейронной сети в SimInTech

основе была реализована модель аккумулятора (рис. 2).

Модель в SimInTech была валидирована на экспериментальных данных. На рис. 3 показано сравнение зависимостей напряжений на ячейке, полученных в эксперименте и рассчитанных математической моделью при комбинированном цикле нагружения, включающего в себя серию разрядов и зарядов с разной силой тока. Максимальная ошибка напряжения при такой проверке составила 1,4 % для свежей ячейки, что превосходит точность более ранней модели [4].

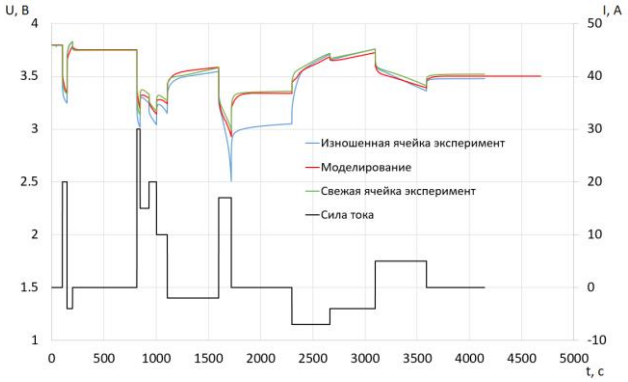


Рис. 3. Сравнение модели и эксперимента со сложным профилем силы тока

Причем на этом же рисунке представлен график напряжений для уже «изношенной» ячейки (для которой было проведено около 50 циклов разряда и заряда). Видно, что в области низких напряжений её поведение имеет другой характер. «Старение» - ещё один фактор, существенно влияющий на характеристики аккумуляторной ячейки, который надо будет учесть в следующих работах.

3 Заключение

В работе была создана математическая модель на основе НС, которая позволяет определять с достаточной точностью остаточную ёмкость и напряжение ячейки по разрядным или зарядным параметрам. Работоспособность модели была проверена на экспериментальных данных, сочетающих в себе процессы заряда и разряда.

Главным преимуществом подхода к моделированию аккумуляторных ячеек при помощи НС в сравнении с традиционными методами, основанными на схемах замещения, является отсутствие необходимости учёта зависимости параметров эквивалентной цепи от каких-либо данных, поскольку эти зависимости неявным образом заложены в веса НС.

Структура НС, представленной в данной работе, является достаточно простой, что делает возможным быстрый перенос алгоритма в микроконтроллер с ограниченным количеством памяти и позволяет производить вычисления в режиме реального времени.

Список использованных источников

[1] Брянцев А. А., Букреев В. Г., Шилин А. А. Методика определения параметров динамической модели литий-ионного аккумулятора //Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. – 2019. – Т. 22. – №. 4. – С. 96-101.

[2] Ketkar N., Ketkar N. Introduction to keras //Deep learning with python: a hands–on introduction. – 2017. – С. 97-111.

[3] Хабаров С. П., Шилкина М. Л. Основы моделирования технических систем. Среда Simintech. – 2019.

[4] Константинов В. В., Киселев И. О., Варюхин А. Н. Моделирование разрядных характеристик литий-ионной аккумуляторной ячейки с помощью нейронных сетей и эквивалентной схемы // Труды 66-й Всероссийской научной конференции МФТИ. 2024. Т. 78. С. 276–278.

ДВУМЕРНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТОПЛИВНОГО ЭЛЕМЕНТА НА ВОДОРОДЕ ДЛЯ ПРЕДСКАЗАНИЯ ВОЛЬТАМПЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

К.А. Осипов, А.Н. Варюхин, А.В. Гелиев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе представлена двумерная математическая модель твердополимерного топливного элемента на водороде, рассматривающая течения в водородном и воздушном трактах с учетом изменения мольной концентрации вдоль каналов. Система дифференциальных уравнений в частных производных дополняется соответствующими граничными условиями в виде равенства потоков водорода, кислорода и воды между соседними компонентами ячейки топливного элемента. Двумерная постановка задачи позволяет более корректно получить влияние концентрационных потерь на вольтамперные характеристики ячейки топливного элемента на водороде. Получены аналитические выражения для зависимостей плотностей и мольных концентраций водорода, кислорода и воды в соответствующих трактах.

TWO-DIMENSIONAL MATHEMATICAL MODEL OF A FUEL CELL FOR PREDICTING VOLT-AMPERE CHARACTERISTICS

K.A. Osipov, A.N. Varyukhin, A.V. Geliev
CIAM, Moscow, Russia

The paper presents a two-dimensional mathematical model of a hydrogen fuel cell that considers flows in hydrogen and air paths, taking into account changes in molar concentration along the channels. The system of partial differential equations is complemented by appropriate boundary conditions in the form of flux equality of hydrogen, oxygen and water between neighboring elements of a fuel cell. The two-dimensional formulation of the problem makes it possible to more correctly obtain the effect of concentration losses on the volt-ampere characteristics of a hydrogen fuel cell. Analytical expressions have been obtained for the dependences of the densities and molar concentrations of hydrogen, oxygen, and water in the corresponding paths.

1 Введение

Твердополимерный топливный элемент (ТПТЭ) позволяет эффективно конвертировать химическую энергию в водороде в электрическую посредством электрохимических реакций, происходящих по обе стороны от протонообменной мембраны.

Основные элементы рабочей единицы (ячейки) ТПТЭ или, что тоже самое, батареи топливных элементов (БТЭ) с протонообменной мембраной представлены на рис. 1 [1]. Ячейка содержит тонкую полимерную протонпроводящую (протонообменную) мембрану с нанесенными на ее обе стороны слоями катализатора. В свою очередь, катализатор контактирует с пористым электронпроводящим материалом, называемым газодиффузионным слоем (ГДС). Посредством ГДС осуществляется токосъем, подвод газообразных реагентов к мембране (водород, кислород) и отвод продуктов электрохимической реакции (воды). Совокупность мембраны с нанесенными на нее слоями катализатора и ГДС называют мембранно-электродным блоком (МЭБ).

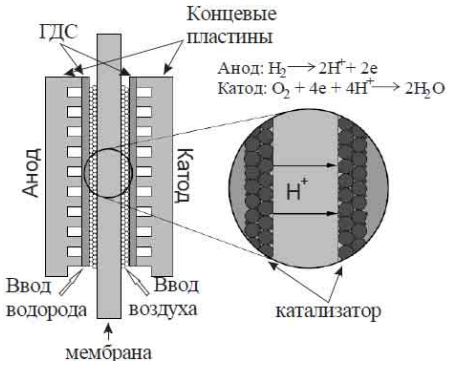


Рис. 1. Схема ячейки твердополимерного топливного элемента [1]

Газообразный водород окисляется на катализаторе анода, отдавая два электрона в ГДС и затем – в электрическую цепь, при этом два протона проникают в мембрану. На катоде протоны, прошедшие сквозь мембрану, вступают в электрохимическую реакцию с кислородом и электронами, образую воду. При подведении проводящих контактов к ГДС, электронный ток протекает по внешней цепи через нагрузку. Если же нагрузку отключить, то на электродах ячейки возникает стационарная разность электрических потенциалов, равная напряжению разомкнутой цепи

ячейки. Совмещая последовательно мембранно-электродные блоки, получают стек. Схематическое распределение газовых потоков и электрического тока показана на рис. 2.

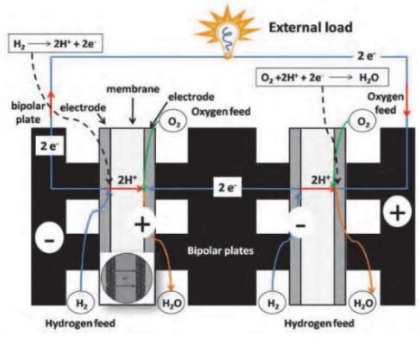


Рис. 2. Схема стека твердополимерного топливного элемента [1]

2 Двумерная математическая модель топливного элемента на водороде

На аноде за счет электрохимической реакции водорода $H_2 \rightleftarrows 2H^+ + 2e^-$ плотность тока с учетом реакций диссоциации и рекомбинации определяется следующим выражением:

$$j^A = j_0^A \left\{ \frac{C^A_{H_2}}{C^{0,A}_{H_2}} e^{\frac{2\alpha^A \eta^A F}{RT}} - \left(\frac{C^A_{H^+}}{C^{0,A}_{H^+}} \right)^2 \left(\frac{C^A_{e^-}}{C^{0,A}_{e^-}} \right)^2 e^{-\frac{2(1-\alpha^A)\eta^A F}{RT}} \right\}, \quad (1)$$

$$j_0^A = nFe^{-\frac{\Delta G_{\text{rxn}}}{RT}} k_f^A C^{0,A}_{H_2} e^{\frac{\varphi^{0,A} F}{RT}} =$$

$$= nFe^{-\frac{\Delta G_{\text{rxn}}}{RT}} k_r^A \left(C^{0,A}_{H^+} \right)^2 \left(C^{0,A}_{e^-} \right)^2 e^{-\frac{\varphi^{0,A} F}{RT}},$$

где j_0^A – плотность обменного тока, ΔG^A_{rxn} – активационный энергетический барьер на аноде, k_f^A и k_r^A – константы скоростей прямой и обратной электрохимических реакций на аноде, $C^A_{H_2}$, $C^A_{H^+}$ и $C^A_{e^-}$ – мольные концентрации водорода, протонов и электронов, $F = eN_A$ – постоянная Фарадея (электрический заряд одного моля), $\varphi^{0,A}$ – равновесный потенциал на аноде, $C^{0,A}_{H_2}$, $C^{0,A}_{H^+}$, $C^{0,A}_{e^-}$ – равновесные мольные концентрации водорода, ионов водорода (протонов) и электронов, $\eta^A \equiv \varphi^A - \varphi^{0,A}$ – перенапряжение на аноде как разница потенциалов при замкнутой и разомкнутой электрической цепи. Для электрохимической реакции на аноде справедливо $\alpha^A = 1/2$. Из вышеприведенного соотношения получим равновесное значение потенциала на аноде $\varphi^{0,A}$:

$$\varphi^{0,A} = \frac{RT}{2F} \ln \left\{ \frac{k_r^A}{k_f^A} \frac{\left(C^{0,A}_{H^+} \right)^2 \left(C^{0,A}_{e^-} \right)^2}{C^{0,A}_{H_2}} \right\} \quad (2)$$

Из (1) получим выражение для перенапряжения η^A:

$$\eta^A = \frac{RT}{F} \ln \frac{j^A / j_0^A + \sqrt{(j^A / j_0^A)^2 + 4a^A_{H_2} (a^A_{H^+} a^A_{e^-})^2}}{2a^A_{H_2}}, \quad (3)$$

где введены активности водорода, протонов и электронов: $a^A_{H_2} = C^A_{H_2} / C^{0,A}_{H_2}$, $a^A_{H^+} = C^A_{H^+} / C^{0,A}_{H^+}$, $a^A_{e^-} = C^A_{e^-} / C^{0,A}_{e^-}$. Аналогичным образом можно рассмотреть электрохимические реакции на катоде $H^+ + e^- + \frac{1}{4} O_2 \rightleftarrows \frac{1}{2} H_2O$, ввести равновесный потенциал и получить выражение для перенапряжения на катоде.

В работе представлена двумерная математическая модель топливного элемента на водороде, рассматривающая течения в водородном и воздушном трактах с учетом изменения мольной концентрации вдоль каналов. Предполагается, что водородный и воздушный каналы топливного элемента сонаправлены, Математическая модель дополняется соответствующими граничными условиями в виде равенства потоков водорода, кислорода и воды между соседними элементами ячейки топливного элемента.

3 Заключение

Двумерная математическая постановка задачи позволяет более корректно получить влияние концентрационных потерь на вольт-амперные характеристики ячейки топливного элемента на водороде. В работе получены аналитические зависимости для зависимости плотности и мольной концентрации водорода, кислорода и воды в соответствующих трактах. Кроме того, при решении электрической задачи получены выражения для активности ионов водорода (протонов) H^+ на аноде и катоде ($a^A_{H^+} = C^A_{H^+} / C^{0,A}_{H^+}$ и $a^C_{H^+} = C^C_{H^+} / C^{0,C}_{H^+}$), что позволяет получить более точные оценки выражений для перенапряжения η^A и η^C с учетом изменения мольных концентраций протонов в замкнутой и разомкнутой электрических цепях.

Список использованных источников

[1] Ryan O'Hayre, Suk-Won Cha, Whitney G. Colella, Fritz B. Prinz. Fuel Cell Fundamentals // Third Edition. Published by John Wiley&Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2016.

О ПРОБЛЕМЕ МАССЫ ВИХРЯ АБРИКОСОВА В СВЕРХПРОВОДНИКАХ II РОДА

К.А. Осипов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проблема предсказания массы вихря Абрикосова имеет давнюю историю. Теоретические результаты других авторов по оценке массы вихря Абрикосова катастрофически расходятся с экспериментальными данными и предсказывают величину погонной массы вихря не более 10^{-20} г/см, в то время как из экспериментов следует, что она на несколько порядков больше (~10^{-18}-10^{-17} г/см). В работе получено выражение для массы вихря Абрикосова, выражающееся через фундаментальные константы и эффективную массу сверхпроводящих электронов. Полученная масса вихря хорошо согласуется с экспериментальными данными, в частности, для сверхпроводников $YBa_2Cu_3O_{7-\delta}$ и YB_6 и составляет порядка ~10^{-18} г/см и ~10^{-17} г/см соответственно. Кроме того, как выяснилось, проблема массы вихря заключается не только непосредственно в самом выражении для массы вихря, но и с общепринятыми выражениями для силы Лоренца на вихрь Абрикосова со стороны транспортного тока и коэффициентов вязкости и Холла.

ON THE ABRIKOSOV VORTEX MASS PROBLEM IN TYPE II SUPERCONDUCTORS

K.A. Osipov
CIAM, Moscow, Russia

The problem of predicting the Abrikosov vortex mass has a long history. The theoretical results of other authors on the estimation of the Abrikosov vortex mass differ catastrophically from experimental data and predict the magnitude of the vortex mass (per unit length) to be no more than 10^{-20} g/cm, while experiments show that it is several orders of magnitude larger (~10^{-18}-10^{-17} g/cm). In this paper an expression for the Abrikosov vortex mass expressed in terms of fundamental constants and the effective mass of superconducting electrons is obtained. The obtained vortex mass is in good agreement with experimental data, in particular, for the superconductors $YBa_2Cu_3O_{7-\delta}$ and YB_6 and is on the order of ~10^{-18} g/cm and ~10^{-17} g/cm, respectively. In addition, as it turned out, the problem of the vortex mass lies not only directly in the expression for the vortex mass itself, but also with the generally accepted expressions for the Lorentz force on the Abrikosov vortex from the transport current and the viscosity and Hall coefficients.

1 Введение

В 1957 г. А.А. Абрикосов теоретически предсказал проникновение магнитного поля в сверхпроводники II рода в виде квантованных вихревых нитей [1-4]. Магнитное поле в вихре создается циркулирующими токами, носителями которого являются сверхпроводящие электроны, объединенные в так называемые куперовские пары, согласно одному из возможных механизмов возникновения сверхпроводимости (теория БКШ, теория Бардина-Купера-Шриффера) [5-8]. Сверхпроводящий ток циркулирует вокруг нормальной сердцевины вихря с радиусом порядка длины когерентности ξ. Как оказалось, магнитный поток в вихре квантуется и равен кванту магнитного потока $\Phi_0 = \pi\hbar c / e = 2.07\times10^{-7}$ Гс·см^2, где $\hbar$ – постоянная Планка, c – скорость света, e – заряд электрона.

При наличии внешнего магнитного поля в бездефектном сверхпроводнике вихри Абрикосова выстраиваются в правильную треугольную вихревую решетку [2], поскольку данное состояние является более энергетически выгодным и наиболее устойчивым к различным возмущениям. При постоянном транспортном токе, носителями которого являются сверхпроводящие электроны, как оказывается, происходит дрейф вихревой решетки в поперечном направлении вследствие действия силы Лоренца. Дрейф вихревой решетки в сверхпроводнике приводит к формированию вихревого электрического поля вследствие изменения магнитного потока согласно закону электромагнитной индукции. Индуцированное электрическое поле приводит к потерям энергии и тепловыделению из-за возбуждения нормальных электронов в нормальных сердцевинах вихрей. Поэтому даже при постоянном токе сверхпроводник II рода в фазе Шубникова при $H_{c1} < H < H_{c2}$, где H_{c1} и H_{c2} – первое и второе критические напряженности магнитного поля соответственно, находится в резистивном состоянии.

Для анализа нестационарных характеристик при переменном токе необходимо учитывать инерционные характеристики вихрей Абрикосова. Однако теоретические оценки различных вкладов в массу вихря (на единицу его длины) дают величины, не превышающие $m_v < 10^{-20}$ г/см, что катастрофически расходится с экспериментальными результатами ($m_v \sim 10^{-18}$-10^{-17} г/см). Проблема теоретического анализа массы вихря Абрикосова имеет достаточно давнюю историю, начиная с работы 1965 г. [9]. Но фактически проблема теоретического предсказания массы вихря стоит с момента открытия квантованных вихрей Абрикосова в сверхпроводниках II рода, т.е. около 66 лет.

Теоретическое определение массы вихрей позволит исследовать нестационарные характеристики (соответствующие отклики при изменении транспортного тока, который заводится в электрическую цепь) сверхпроводников второго рода в смешанном состоянии посредством решения нестационарных уравнений движения вихря с учетом его инерционных характеристик.

2 Масса вихря Абрикосова

В работе получено выражение для массы вихря Абрикосова m_v, выражающееся через фундаментальные константы и эффективную массу сверхпроводящих носителей тока. Полученная масса вихря хорошо согласуется с экспериментальными данными, в частности, для сверхпроводников $YBa_2Cu_3O_{7-\delta}$ и YB_6 и составляет порядка $\sim 10^{-17}$ г/см соответственно. Также получено выражение для массы вихря Абрикосова $m_v(B)$ в составе вихревой решетки в зависимости от величины магнитной индукции B в сверхпроводнике по отношению ко второму критическому полю H_{c2}. Полученное выражение для массы вихря позволяет записать нестационарное уравнение движения вихря и исследовать как переходные процессы в сверхпроводниках II рода при коммутации постоянного тока, так и нестационарные характеристики при переменном токе.

Однако проблема определения массы вихря заключается, как оказалось, не только в ее определении, но, что более существенно, в выражениях для силы Лоренца на вихрь Абрикосова со стороны транспортного тока в сверхпроводнике и коэффициенте вязкости при дрейфе вихря. Показано, что к выводу сил Лоренца, коэффициента вязкости и формулы Бардина-Стефана для вольт-амперной характеристики (ВАХ) в режиме течения потока (flux flow regime) имеется целый ряд фундаментальных вопросов. В работах Дж. Бардина, А.А. Абрикосова и многих других авторов имеются существенные обоснованные замечания по выводу сил Лоренца со стороны транспортного тока и коэффициентов вязкости и Холла.

В работе из «микроскопических» соображений (локальных распределений микротоков, электрических и магнитных полей в окрестности кора вихря) получено аналитическое выражение для силы Лоренца на одиночный вихрь Абрикосова с учетом распределения транспортного тока вокруг нормальной сердцевины и по поперечному сечению сверхпроводника, $f_L=\alpha_L(\kappa, \beta)(\Phi_0/c)\langle j_{tr}\rangle$, где $\kappa = \lambda/\xi$ – параметр Гинзбурга-Ландау, λ – глубина проникновения магнитного поля, ξ – длина когерентности, Φ_0 – квант магнитного потока, $\langle j_{tr}\rangle = I_{tr}/a\Delta b$, a и Δb – толщина и ширина сверхпроводящей ленты, I_{tr} – суммарный транспортный ток, $\alpha_L(\kappa, \beta)$ – некоторая функция от параметров κ и параметра толщины ленты $\beta=a/2\lambda$, учитывающая обтекание транспортного тока вокруг нормальной сердцевины и распределение транспортного тока по сечению сверхпроводящей ленты.

Также выведены выражения для коэффициентов вязкости $\eta(\kappa, \beta)$ и постоянной Холла $\alpha_H(\kappa, \beta)$ с учетом микроскопического распределения индуцированных токов в окрестности кора вихря Абрикосова . Таким образом, сила Лоренца и коэффициенты вязкости и Холла являются функциями параметра толщины β, т.е. зависят от толщины ВТСП-ленты, и параметра Гинзбурга-Ландау $\kappa = \lambda/\xi$. С учетом осреднения по количеству квантов магнитного потока на единицу площади и полученных выражений для силы Лоренца и коэффициентов вязкости для режима течения потока (flux flow regime) получена вольт-амперная характеристика $E=(B/B_{c2})\rho_n\langle j_{tr}\rangle$, где ρ_n – удельное сопротивление сверхпроводника в нормальном состоянии, соответствующая эксперименту в режиме течения потока. Также получено, что сила Лоренца на вихрь Абрикосова и коэффициенты вязкости и Холла зависят не только от параметров κ и β, но и от величины средней магнитной индукции в объеме сверхпроводника.

Получен вихревой вклад при дрейфе вихревой решетки в эффект Холла и влияние знака холловского напряжения от различных параметров, в том числе от типа носителей нормального тока в сверхпроводнике. Также вычислено влияние в эффект Холла от движения транспортного сверхпроводящего тока в смешанном состоянии, которое будет сопровождаться течением нормального и сверхпроводящего токов в поперечном направлении при постоянном холловском напряжении, при этом возникает некоторая аналогия с термоэлектрическим эффектом. Данные эффекты могут объяснить холловскую аномалию в

сверхпроводниках II рода в смешанном состоянии, т.е. изменение знака напряжения Холла.

В работе показано, что выражение для электрического поля $\boldsymbol{E}=[\boldsymbol{B}\text{x}\boldsymbol{V}_{\text{др}}]/\text{c}$, где $\boldsymbol{B}$ – средняя магнитная индукция в сверхпроводнике и $\boldsymbol{V}_{\text{др}}$ – скорость дрейфа вихревой решетки, в действительности не является средним электрическим полем в сверхпроводнике, поскольку не учитывается вклад от других индуцированных зарядов, порождающих дополнительные электрические поля в объеме сверхпроводника. Если не учитывать дополнительные электрические поля, то из соотношения $\boldsymbol{E}=[\boldsymbol{B}\text{x}\boldsymbol{V}_{\text{др}}]/\text{c}$ невозможно разрешить вопрос почему данное поле вне коров вихрей не действует на сверхпроводящий транспортный ток, ускоряя его.

Кроме того, при переменном ЭДС источнике питания аналитически показано, что возбуждение нормального транспортного тока вследствие индуцированных электрических зарядов в окрестности кора вихря приводит к силе, направленной против движения вихря, т.е. противоположно силе Лоренца со стороны транспортного сверхпроводящего тока.

3 Заключение

Получены выражения для эффективной массы вихря Абрикосова как одиночного, так и в составе вихревой решетки в зависимости от величины средней магнитной индукции в сверхпроводнике. Полученная масса вихря выражается через фундаментальные константы и эффективную массу сверхпроводящих электронов. Согласно полученному выражению определение погонной массы вихря сводится к определению эффективной массы сверхпроводящих электронов для конкретного сверхпроводящего материала. Из микроскопических соображений получены аналитические выражения для силы Лоренца на одиночный вихрь Абрикосова с учетом распределения транспортного тока вокруг нормальной сердцевины и для коэффициентов вязкости и Холла. При осреднении по количеству вихрей в сверхпроводнике и площади получена зависимость для электрического поля, соответствующая формуле Бардина-Стефана и эксперименту в режиме течения потока.

Список использованных источников

[1] Абрикосов А.А. ЖЭТФ, 1957, 32, 1442.
[2] Абрикосов А.А. Основы теории металлов / А.А. Абрикосов. – М.: Наука, 1987. – 600 с.
[3] Абрикосов А.А. ДАН СССР, 1952, т. 86, с. 489.
[4] Abrikosov A.A. The magnetic properties of superconducting alloys. Journal of Physics and Chemistry of Solids. Volume 2, Issue 3, 1957, Pages 199-208.
[5] Bardeen J., Cooper L.N., Schrieffer J.R. Microscopic theory of superconductivity. Phys. Rev., vol. 106, pp. 162-164, 1957.
[6] Бардин Дж., Купер Л., Шриффер Дж. В сб.: Теория сверхпроводимости. Под ред. Н.Н. Боголюбова. М.: ИЛ, 1960, с. 103.
[7] Боголюбов Н.Н. ЖЭТФ, 1958, т. 34, с. 58; Nuovo cim., 1958, v. 7, p. 794.
[8] Боголюбов Н.Н., Толмачев В.В., Ширков Д.В. Новый метод в теории сверхпроводимости.-М.: Наука, 1958.
[9] Suhl H. Inertial Mass of a moving fluxoid. Phys. Rev. Lett. 14, 226, 1965.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ИМПЕЛЛЕРОМ

А.И. Волков, М.В. Долотин, С.А. Кузин, Е.А. Пигусов, В.В. Шалашов
ФАУ «ЦАГИ» имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский

В работе рассмотрен метод приближенного расчета характеристик силовой установки с электрическим импеллером, основанный на уравнениях одномерной газовой динамики, и метод, основанный на применении CFD-расчетов. Представлены результаты испытаний тематической силовой установки, на основании которых проведена валидация расчетных методов. Показано, что рассмотренные расчетные методы могут быть применены при проектировании аэродинамической компоновки самолета с импеллерной распределенной силовой установкой.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF POWER PLANT WITH ELECTRIC DUCTED FAN

A.I. Volkov, M.V. Dolotin, S.A. Kuzin, E.A. Pigusov, V.V. Shalashov
TsAGI, Zhukovsky, Russia

The paper considers the method of approximate calculational procedure for power plant with electric ducted fan, based on one-dimensional gas dynamic equations, and the method, that uses CFD simulations. Results of experimental studies of thematical power plant are presented, on their basis calculation procedures were validated. It is shown, that methods under consideration are appropriate for design process of aircraft with electric ducted fan power plant.

1 Введение

В настоящее время в авиационной промышленности возрос интерес к концепциям самолетов, использующих электрические распределенные силовые установки, в частности, на базе импеллеров. Импеллер по существу является ступенью компрессора, рабочее колесо которого приводится во вращение электродвигателем. Интеграция импеллерной распределенной силовой установки (ИРСУ) в крыло самолета позволяет существенным образом увеличить несущие свойства крыла на взлетно-посадочных режимах полета [1, 2] и как следствие расширить условия базирования воздушного судна.

При проектировании аэродинамической компоновки самолета с интегрированной в планер ИРСУ одной из основных задач является определение его аэродинамических характеристик (АДХ) в зависимости от конфигурации и режима работы силовой установки. Параметрами, необходимыми для определения аэродинамических характеристик самолета с энергетическим управлением обтеканием крыла, которое реализуется при помощи ИРСУ, являются коэффициент расхода воздуха, коэффициент импульса реактивной струи и коэффициент тяги силовой установки [1].

2 Расчетные исследования

В данной работе представлены два расчетных подхода, позволяющие определять указанные коэффициенты на примере силовой установки, в состав которой входит один импеллер:

– Метод приближенного расчета, основанный на интегральных законах сохранения одномерной газовой динамики, где для описания процесса сжатия газа в импеллере используются соотношения для изоэнтропического компрессора [3];

– Расчетные исследования с использованием CFD-методов, где для моделирования внутреннего течения силовой установки применяется метод «активного диска».

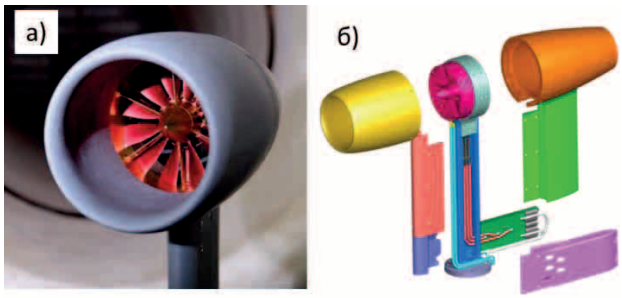
Первый метод обладает преимуществами на этапе предварительного проектирования самолета с ИРСУ, поскольку требует достаточно краткого перечня исходных данных и обладает быстродействием при его реализации в программном коде, что позволяет проводить параметрические исследования импеллеров, входящих в состав ИРСУ.

Второй метод позволяет учесть потери полного давления в тракте силовой установки, учесть отличия

статического давления на срезе сопла от атмосферного давления (то есть отличия от расчетного режима истечения реактивной струи). Более того, данный метод позволяет определить внешнее сопротивление мотогондолы силовой установки. Таким образом могут быть получены как внутренняя тяга силовой установки, так и эффективная.

3 Экспериментальные исследования

Для валидации рассматриваемых расчетных методов проведены испытания тематической силовой установки, в состав которой входит один электрический импеллер. Тематическая силовая установка и её схема представлена на рис. 1. Испытания проведены в аэродинамической трубе малых скоростей при различных скоростях набегающего потока и различных мощностях электрического тока, подводимых к электродвигателю импеллера. В ходе испытаний проведено измерение эффективной тяги при помощи аэродинамических весов, а также распределение полного давления на срезе сопла силовой установки при помощи гребенки приемников воздушного давления.



а) в аэродинамической трубе, б) схема

Рис. 1. Тематическая силовая установка

Представлено сопоставление расчетных и экспериментальных данных для тематической силовой установки, показавшее их согласование, определены погрешности каждого из расчетных методов. Согласование расчетных и экспериментальных данных позволяет сделать вывод о допустимости применения представленных расчетных методов на различных этапах проектирования аэродинамической компоновки самолета с ИРСУ.

3 Заключение

В работе представлены два расчетных метода определения характеристик силовой установки с электрическим импеллером. Для тематической модели силовой установки проведены экспериментальные исследования, на основании которых выполнена валидация расчетных методов и определена погрешность каждого из них. Представленные расчетные методы могут быть использованы в процессе определения аэродинамических характеристики самолета с ИРСУ на различных этапах его проектирования.

Список использованных источников

[1] Волков А.И., Долотин М.В., Кажан В.Г., Кузин С.А., Пигусов Е.А. Метод приближенной оценки несущих свойств крыла конечного размаха с интегрированной распределенной силовой установкой // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. LIV, № 6, с. 12-27.

[2] Волков А.И., Долотин М.В. Кузин С.А, Пигусов Е.А. Расчетно-экспериментальные исследования влияния импеллерной распределенной силовой установки на аэродинамические характеристики прямоугольного крыла малого удлинения // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. LV, №6, с. 30-59.

[3] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 1: Учеб. руководство: Для ВТУЗов.–5-е изд., перераб. и доп.– М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. –600 с.

СОВРЕМЕННАЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА НА ОСНОВЕ РОТОРНО-ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.Л. Козлов, М.И. Ступеньков, М.В. Покровский, К.Я. Якубовский, А.А. Гореславец
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В докладе приводятся краткое описание работ по созданию демонстратора энергетической установки на основе роторно-поршневого двигателя для перспективных летательных аппаратов, полученные результаты и дальнейшие перспективы применения в составе силовых установок различных объектов.

A MODERN POWER PLANT BASED ON A ROTARY PISTON ENGINE

A.L. Kozlov, M.I. Stupenkov, M.V. Pokrovskii, K.I. Iakubovskii, A.A. Goreslavec
CIAM, Moscow, Russia

The report provides a brief description of the project to create a power plant demonstrator based on a rotary-piston engine for advanced aircraft, the results obtained and further prospects for use in power plants of various facilities.

1 Введение

Одна из основных проблем, с которой сталкиваются в нашей стране разработчики перспективных пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов (ЛА, БПЛА), в т.ч. вертикального (ВВП) и сверхкороткого взлета и посадки (СВП), состоит в том, что производство многих комплектующих изделий для силовых установок (СУ) таких ЛА в Российской Федерации (РФ) отсутствует либо находится на низком техническом уровне, обусловленном в т.ч. технологическим отставанием. При этом, в РФ отсутствует серийное производство авиационных поршневых (ПД) и роторно-поршневых (РПД) двигателей в классе мощностей от 50 до 500 л.с., как ключевых изделий для создания легких пилотируемых ЛА, БПЛА и аэромобильной техники.

В настоящее время при создании новейших образцов авиационной техники (АТ) наметилась мировая тенденция по замещению механических трансмиссий, а также исполнительных механизмов систем на электрические или электромеханические приводы, что повышает требования к первичным источникам питания системы энергоснабжения ЛА. При этом при применении только электрических машин непосредственно для привода движителей, СУ становится гибридной (ГСУ) последовательного типа, а ее ключевым элементом становится энергетическая установка (ЭУ) в качестве первичного источника питания.

Основной целью является разработка, изготовление и проведение испытаний демонстратора ЭУ на основе роторно-поршневого двигателя (РПД) для обоснования возможности создания таких ЭУ из состава ГСУ перспективных пилотируемых ЛА и БпЛА, в т.ч. ВВП и СВП.

Работа основана на научно-техническом заделе (НТЗ) ЦИАМ по созданию РПД, электрических обратимых машин и их систем.

2 Современное состояние работ по тематике ГСУ авиационного назначения на основе РПД

К настоящему времени сложились следующие основные типы авиационных СУ [1,2]:

- традиционный, в котором двигатель внутреннего сгорания (ДВС, в рассматриваемом случае ПД или РПД) механически через редуктор или без оного вращает движитель(-и), например, воздушный винт;
- полностью электрическая в которой движитель приводится электродвигателем. Тепловая машина (ДВС) отсутствует, а источником энергии является аккумуляторная батарея (АКБ), либо иной источник энергии, например, топливные элементы;
- ГСУ параллельного типа, в которой ДВС механически присоединен к движителю и ротору обратимой электрической машины – мотора-генератора, предназначенного для обеспечения запуска ДВС, создания дополнительного крутящего момента на валу движителя на взлетном режиме или при отказе ДВС, а также генерации электрической энергии для питания электрооборудования ГСУ, борта и целевой нагрузки;
- ГСУ последовательного типа, в которой ДВС механически вращает ротор(ы) электрической машины (как правило обратимой) – стартера-генератора, основной функцией которого является генерация электрической энергии для питания тяговых

электродвигателей и иных устройств ЛА, а также зарядки бортовых АКБ.

В качестве ДВС для СУ/ГСУ во многих случаях рационально использовать РПД, обладающие следующими основными преимуществами, обуславливающими эффективность их применения: малый удельный вес, высокая удельная мощность, малые габариты, хорошая ремонтопригодность, высокая приемистость, низкий уровень вибраций.

В частности, применение РПД в составе ЭУ, как составной части параллельной ГСУ, и применение ГСУ в целом позволят добиться следующих преимуществ по сравнению с традиционными силовыми установками ЛА на основе ПД:

- меньший удельный вес, большая удельная мощность РПД;
- гибкость компоновки системы электроснабжения ЛА с использованием нескольких ЭУ и АКБ без привязки к размещению движителей;
- возможность перераспределения энергии с генератора работоспособной ЭУ (при многодвигательной схеме) для парирования отказа одной или нескольких ЭУ и обеспечения безопасной посадки;
- экономия ресурса двигателя и топлива за счет работы РПД на оптимальных режимах в том числе за счет использования обратимой электрической машины в качестве и стартера и генератора;
- снижение массы и стоимости конструкции вследствие отказа от сложной и тяжелой механической трансмиссии для некоторых схем СУ ЛА ВВП.

За рубежом работы по созданию ЛА различного назначения с ГСУ ведут такие разработчики, как Airbus (Франция), Cessna Aircraft Co. (США), Diamond Aircraft Ind. (Австрия), Pipistrel (Словения), Israel Aerospace Ind. (Израиль), Bye Aerospace (США) и др. При этом в создании силовых установок активно участвуют ведущие мировые производители электрических и тепловых двигателей – Siemens (Германия), Safran (Франция), MagniX (США/Австралия), AustroEngine (Австрия), UAVHE Ltd. (Великобритания/Испания) и др. Исследования в области электрических и гибридных ЛА проводит NASA. Имеются проекты по созданию ЛА с ГСУ в Канаде, Германии, Китае и других странах.

При этом, такие работы по созданию авиационных ГСУ, перешли в стадию практической реализации – созданы отдельные опытные образцы таких установок. Например, компания Electra (США) планирует сертифицировать и ввести в 2028 г. в эксплуатацию пассажирский самолет СВП с ГСУ, на который уже имеется более 2000 оплаченных предзаказов [3].

ГСУ на основе РПД разрабатывают, например:

- Diamond Aircraft (Австрия) – гибридный самолет DA-36 E-Star с электромотором Siemens и РПД Austro Engine AE50R [4];
- Wankel Supertec (Германия) – ГСУ на основе РПД для легких ЛА и БпЛА [5];
- LiquidPiston (США) – РПД в составе ЭУ для гибридных аэротакси [6] и специальной техники [7].

В нашей стране вопросы создания гибридных силовых установок на основе ПД (включая РПД) и ГТД несмотря на значительный интерес к тематике, носят в основном теоретический характер (в отличии от полностью электрических СУ с химическими и иными источниками энергии).

В части РПД основным центром компетенций в нашей стране является ЦИАМ. Конкурентные отечественные разработчики РПД отсутствуют.

Отечественные разработчики техники планируют в перспективе применять ГСУ на основе РПД, в частности в проекте по созданию ЛА сверхкороткого взлета и посадки для сокращения взлетной дистанции и снижения требований к длине взлетно-посадочной полосы.

Вместе с тем, комплексных исследований, окончившихся созданием экспериментальных, опытных, и, тем более, серийных образцов авиационных ГСУ на основе ПД/РПД до настоящего времени в РФ не проводилось.

Осложняет процесс разработки также то, что отечественная нормативная документация, определяющая порядок разработки АТ, не содержит определения авиационной ГСУ и ее типов. Для транспортных средств такие определения приведены в разделе 3 ГОСТ Р ЕН 1986-2-2011 [8].

3 Содержание основных работ и основные результаты проекта

С целью практического подтверждения возможности создания авиационной ЭУ было предусмотрено создание макета ЭУ для отработки технических решений, разработан в двух вариантах исполнения демонстратор ЭУ (рис. 1): летный экземпляр – для проведения испытаний в составе ЛА с ГСУ, стендовый экземпляр – для проведения ресурсных и высотно-климатических испытаний на наземных стендах ЦИАМ.

При этом изначально заложена реализация модульного принципа построения ЭУ для обеспечения возможности создания типоряда путем наращивания как числа унифицированных секций самого РПД, так и секций обратимой электрической машины. В конструкцию ЭУ на основе РПД конструктивно заложена возможность использования РПД или секции(й) генератора как самостоятельных объектов поставки. ЭУ может поставляться в сборе на

монтажной раме в закапотированном состоянии, с собственными агрегатами систем, радиаторами охлаждения и прочим оборудованием, таким образом фактически представляя собой автономную установку.

Рис. 1. Демонстратор ЭУ на основе РПД

Демонстратор ЭУ укомплектован двухканальным (дублированным) авиационным электронным регулятором со встроенной системой самодиагностики для осуществления автоматического и ручного управления функционированием РПД.

При выполнении разработки ЦИАМ выполнен полный комплекс расчетно-аналитических исследований для оптимизации рабочего цикла и массо-габаритных параметров ЭУ: расчет рабочего процесса, оптимизированы впускной и выпускной систем модуля РПД для обеспечения максимально эффективного наполнения камеры сгорания РПД, выполнены прочностные расчеты деталей двигателя и стартер-генератора, проведены электромагнитный и тепловой расчеты секций генератор для определения оптимальных параметров магнитной и статорной систем, потерь электрической машины, а также иные расчеты.

В части экспериментальных исследований, для проведения определительных, стендовых (ресурсных), высотно-климатических и летных испытаний (ЛИ) разработаны программы-методики, определяющие порядок их проведения, в т.ч. в составе летающей лаборатории (рис. 2) на базе летного испытательного центра ФАУ «СибНИА».

Для проведения стендовых испытаний был подготовлен всесезонный испытательный стенд (рис. 3) на базе установки ЦИАМ. Электрическая мощность стенда - до 400 кВт, мощность объектов испытаний - до 500 л.с., расход топлива до 150 кг/ч. При этом измерительная и нагрузочная системы установки изначально закладывались как мобильные для возможности проведения в т.ч. испытаний в термобарокамере.

Рис. 2. Демонстратор ЭУ на борту ЛА в процессе летных испытаний

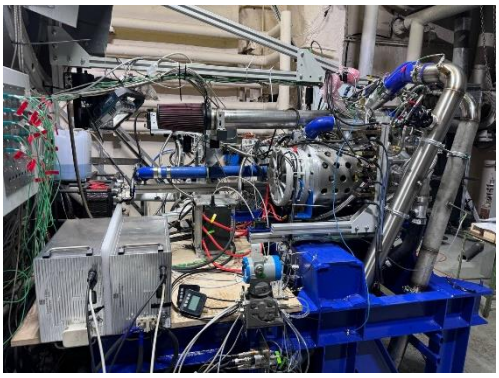


Рис. 3. Испытания Демонстратора ЭУ на стенде

По итогу исследований демонстратора, включая ЛИ [9], подтверждена возможность достижения РПД, использующегося в качестве привода генератора ЭУ, мощности более 380 л.с., а также обеспечение максимальной электрической отдачи пятисекционным стартером-генератором около 250 кВт. Также подтверждена возможность эксплуатации ЭУ в широком диапазоне температур окружающей среды и высот полета.

4 Заключение

Результаты расчетно-аналитических и экспериментальных исследований подтвердили возможность создания серийных:

- РПД в классе максимальной мощности 350…400 л.с.;
- одно- и многосекционного стартера-генератора (электромотора-генератора);
- ЭУ на основе РПД для применения в составе распределенных ГСУ ЛА (в т.ч. СВП и ВВП) с перспективным высоким выходным напряжением.

Таким образом, создан НТЗ для проведения последующих ОКР, в т.ч. оперативных, по созданию опытных образцов ЭУ и их составных частей, при этом РПД и генератор могут являться самостоятельными изделиями и/или использоваться в составе иных СУ различного типа.

Список использованных источников

[1] Д.А. Боровиков. Методика определения оптимального облика гибридных силовых установок с воздушным винтом в системе летательного аппарата. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. – М.: МАИ, 2022. – 113 с.

[2] Abdul Sathar Eqbal M, Fernando N, Marino M, Wild G. Hybrid Propulsion Systems for Remotely Piloted Aircraft Systems. Aerospace. 2018; 5(2):34. https://doi.org/10.3390/aerospace5020034.

[3] https://hightech.plus/2024/01/25/gibridnii-samolet-ukorochennogo-vzleta-electra-poluchil-predzakazi-na-8-mlrd.

[4] https://www.diamondaircraft.com/index.php?id=19&L=3&tx_news_pi1%5Bnews%5D=229&cHash=96295d7670720c30a425e60a7237845d.

[5] https://wankelaviation.com/en/.

[6] https://nplus1.ru/news/2021/03/17/liquidpiston

[7] https://www.techcult.ru/technics/14299-generator-dlya-armii-ssha.

[8] ГОСТ Р ЕН 1986-2 – 2011. Автомобили с электрической тягой. Измерение энергетических характеристик. Часть 2 Гибридные транспортные средства. – М.: Стандартинформ, 2011. – 16 с.

[9] Новостной материал https://ciam.ru/press-center/news/v-tsiam-uspeshno-proveli-ispytaniya-v-ramkakh-proekta-generator/.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ СИСТЕМА ПИТАНИЯ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

В.Е. Вавилов, М.Р. Аминов, А.А. Хусаинова, А.А. Хусаинов, А.А. Подгузов
ООО «ЭТК», Уфа

Рассматривается интеллектуальная система питания (IPS) для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), оптимизирующая энергопотребление и автономность. Система использует нейронную сеть LSTM для анализа данных с датчиков, обеспечивая предсказание нагрузки и адаптацию к условиям эксплуатации. Выбор LSTM обусловлен эффективной обработкой временных рядов, важной для мониторинга состояния БПЛА. Реализация включает микроконтроллерную платформу и переключаемые источники питания. Подход повышает эффективность и надёжность БПЛА, открывая перспективы для длительных полётов и сложных условий. Исследование подчёркивает значение адаптивных алгоритмов в автономных системах.

INTELLIGENT POWER SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES BASED ON ARTIFICIAL INTELLIGENCE

V.E. Vavilov, M.R. Aminov, A.A. Khusainova, A.A. Khusainov, A.A. Podguzov
LLC «ETK», Ufa

The article discusses an intelligent power supply system (IPS) for unmanned aerial vehicles (UAVs) that optimizes energy consumption and autonomy. The system uses the LSTM neural network to analyze sensor data, providing load prediction and adaptation to operating conditions. The choice of LSTM is due to the efficient processing of time series, which is important for monitoring the condition of UAVs. The implementation includes a microcontroller platform and switchable power supplies. The approach increases the efficiency and reliability of UAVs, opening up prospects for long flights and difficult conditions. The study highlights the importance of adaptive algorithms in autonomous systems.

1 Введение

Современные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) требуют эффективных решений для управления энергией, обеспечивающих длительную автономность и адаптацию к изменчивым условиям. Актуальность данной проблемы обусловлена ростом применения БПЛА в задачах мониторинга, доставки и разведки, где традиционные источники питания ограничивают эксплуатационные возможности. Предлагаемая интеллектуальная система питания (IPS) направлена на преодоление этих ограничений путём интеграции адаптивных алгоритмов и переключаемых источников энергии.

Целью работы является разработка подхода к оптимизации энергопотребления БПЛА с использованием нейронных сетей для анализа данных и предсказания нагрузки. Такой подход позволяет повысить надёжность и эффективность систем, открывая перспективы для применения в сложных климатических и длительных миссиях. Исследование базируется на анализе временных рядов, что обеспечивает точность мониторинга состояния аппарата в реальном времени. Результаты могут способствовать развитию автономных технологий в аэрокосмической отрасли.

2 Математическая модель

Разработка интеллектуальной системы питания (IPS) для БПЛА требует моделирования динамики энергопотребления и предсказания нагрузки. Основой служит анализ временных рядов, где данные с датчиков (температура, напряжение, ток) представляют нелинейные зависимости. Для этого применяются рекуррентные нейронные сети, в частности, Long Short-Term Memory (LSTM), обладающие способностью учитывать долгосрочные зависимости. Эти уравнения обеспечивают основу для предсказания нагрузки, упомянутой в целях работы.

Математическая модель базируется на уравнении регрессии для временного ряда:

$$y(t) = f(y(t-1), x(t), \Theta) + \varepsilon(t), \qquad (1)$$

где y(t) — предсказанное значение нагрузки в момент t, y(t-1) — предыдущее значение, x(t) — входные данные (данные датчиков), θ — параметры модели, ε(t) — случайная ошибка. В LSTM структура включает

ячейки памяти и затворы (forget, input, output), описываемые как:

$$i(t) = \sigma(W_i \cdot x(t) + U_i \cdot h(t-1) + b_i) \quad (2)$$

$$f(t) = \sigma(W_f \cdot x(t) + U_f \cdot h(t-1) + b_f) \quad (3)$$

$$o(t) = \sigma(W_o \cdot x(t) + U_o \cdot h(t-1) + b_o) \quad (4)$$

$$c(t) = f(t) \odot \mathrm{c(t-1)} + \mathrm{i(t)} \odot \odot \tanh(W_c \cdot x(t) + U_c \cdot h(t-1) + b_c) \quad (5)$$

$$h(t) = o(t) \odot \tanh\big(c(t)\big), \quad (6)$$

где i(t), f(t), o(t) — входной, забывающий и выходной затворы, c(t) — состояние ячейки, h(t) — скрытое состояние, W, U, b — веса и смещения, σ — сигмоидная функция, ⊙ — поэлементное умножение. Такой подход обеспечивает точное моделирование энергопотребления БПЛА.

3 Заключение

Разработанный подход к интеллектуальной системе питания (IPS) для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) демонстрирует значительный потенциал для оптимизации энергопотребления и повышения автономности. Использование адаптивных алгоритмов, таких как нейронные сети LSTM, обеспечивает точное предсказание нагрузки и адаптацию к сложным условиям эксплуатации.

Предложенная модель применима в задачах длительного полёта, мониторинга окружающей среды и военной разведки, где надёжность и эффективность критически важны. Потенциальный эффект включает снижение энергозатрат на 15-20% и увеличение времени автономной работы БПЛА. Исследование поддержано Центром робототехники и искусственного интеллекта, что способствовало разработке инновационных решений в аэрокосмической отрасли. Дальнейшая работа направлена на тестирование и масштабирование системы в реальных условиях.

Список использованных источников

[1] Hochreiter, S., Schmidhuber, J. Long Short-Term Memory // Neural Computation. – 1997. – Т. 9, № 8. – С. 1735-1780. – DOI: 10.1162/neco.1997.9.8.1735.

[2] Gers, F.A., Schmidhuber, J., Cummins, F. Learning to Forget: Continual Prediction with LSTM // Neural Computation. – 2000. – Т. 12, № 10. – С. 2451-2471. – DOI: 10.1162/089976600300015015.

[3] ГОСТ Р 7.0.5-2008. Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Библиографическая ссылка. Общие требования и правила составления. – М.: Стандартинформ, 2008. – 24 с.

[4] Биргер, И.А., Шорр, Б.Ф., Иосилевич, Г.Б. Расчет на прочность деталей машин: справочник. – 3-е изд. – М.: Машиностроение, 1979. – 702 с.

[5] ISO 6336-6:2006 / Cor 1:2007. Calculation of load capacity of spur and helical gears. Pt. 6: Calculation of service life under variable load. – 2006. – 45 с.

[6] DIN 3990-2-1987. Calculation of load capacity cylindrical gears. Calculation of pitting resistance. – 1987. – 32 с.

[7] Goodfellow, I., Bengio, Y., Courville, A. Deep Learning. – MIT Press, 2016. – 800 с. – ISBN: 978-0262035613.

[8] Li, X., Zhang, Y. Energy Management Systems for UAVs: A Review // Journal of Aerospace Engineering. – 2022. – Т. 35, № 4. – С. 04022015. – DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001401.

ВЛИЯНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ОТКЛОНЕНИЙ НА ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ

И.С. Поветкин
ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара

Объектом исследования является тепловое состояние рабочих лопаток турбин среднего и высокого давлений авиационного газотурбинного двигателя. Определены основные отклонения, влияющие на тепловое состояние лопаток, приведены результаты анализа численных исследований геометрии внутренней полости рабочей лопатки турбины среднего давления.

THE EFFECTS OF MANUFACTURING TOLERANCE ON THE THERMAL CONDITION OF THE TURBINE BLADE

I.S. Povetkin
PJSC «Kuznetsov», Samara, Russia

The object of the study is the thermal condition of the working blades of a medium and high pressure turbine of an aviation gas turbine engine. The main deviations affecting the thermal condition of the blades are determined, and the results of numerical studies of the geometry of the inner cavity of the working blade of a medium pressure turbine are presented.

1 Введение

Развитие газотурбинной техники идёт по пути увеличения параметров цикла – температуры за камерой сгорания и степени повышения давления за компрессором. Ограничением для максимальной температуры газа является тепловое состояние и ресурсные показатели рабочих лопаток турбины высокого давления. На всех современных двигателях эти лопатки выполняются охлаждаемыми, что позволяет существенно увеличить температуру газа перед турбиной (на 100 К и выше) [1], но негативно сказывается на топливной эффективности. С учётом сложности изготовления и напряжёнными условиями эксплуатации рабочих лопаток влияние производственных отклонений может значительно снизить их ресурс, а, следовательно, и ресурс всего двигателя.

2 Обзор литературы

Проблематика влияния производственных отклонений на тепловое состояние рабочих лопаток освещается в работах [2-4]. Банкер Р.С. [2] рассматривает широкий перечень геометрических отклонений в системе охлаждения и их влияние на тепловое состояние лопатки. Также он учёл влияние засорения отверстий плёночного охлаждения материалом теплозащитного покрытия (ТЗП) [3]. В работе [4] уделено внимание геометрии и шероховатости отверстий плёночного охлаждения. Книзли Б.Ф. [5] провёл экспериментальное исследование пропускной способности систем охлаждения для выборки из 9-ти лопаток, но основное внимание уделено поведению струек охлаждающего воздуха после их выдува на поверхность лопатки.

3 Анализ отклонений

На предприятии ПАО «ОДК-Кузнецов» выделяют следующие факторы, которые могут повлиять на конечное тепловое состояние рабочих лопаток:

- радиальный зазор над рабочей лопаткой в случае организации струйного охлаждения бандажной полки со стороны корпуса;
- эпюра радиальной неравномерности полной температуры газа за камерой сгорания;
- пропускная способность системы охлаждения;
- нарушения ТЗП.

Радиальный зазор над рабочей лопаткой оказывает значительное влияние на тепловое состояние бандажной полки, т.к. от него зависит расход газа в радиальном зазоре и температура газовоздушной смеси между гребешками лабиринтных уплотнений бандажной полки. При увеличении радиального зазора с 0,2 мм до 0,5 мм температура отдельных точек бандажной полки может вырасти более чем на 100 °С.

Эпюра радиального распределения полной температуры газа за камерой сгорания оказывает прямое влияние на температуру отдельных сечений пера и бандажной полки.

В отличие от указанных параметров, пропускная способность – это комплексная величина, которая

объединяет в себе влияние всех геометрических отклонений в системе охлаждения. В эту величину входит закрытие материалом ТЗП отверстий плёночного охлаждения и окон на выходной кромке, геометрические дефекты в системе охлаждения, такие как незаполнение рёбер вихревой матрицы, втекание припоя от пластины на бандажной полке, изменение площади проходных сечений и т.д. К геометрическим факторам также можно отнести такой эксплуатационный дефект, как засорение системы охлаждения.

Анализ статистики пропускной способности рабочих лопаток среднего и высокого давлений, показывает значительное рассеивание величин пропускной способности относительно расчётного значения, что подтверждает необходимость в дальнейших исследованиях геометрии внутренней полости.

Проведённые численные исследования для геометрических отклонений внутренней полости рабочей лопатки турбины среднего давления не показали значительных отклонений пропускной способности от расчётной, тогда как при анализе статистики «холодных» продувок выявлено значительное (до 20%) снижение пропускной способности относительно расчётных величин.

В дальнейшем исследовании планируется измерение пропускной способности систем охлаждения лопаток на стенде «холодной» продувки с последующей их разрезкой и измерением внутренних полостей, измерение диаметров отверстий плёночного охлаждения и размеров окон на выходной кромке после нанесения ТЗП.

Заключение

Определены производственные и эксплуатационные отклонения, влияющие на тепловое состояние рабочих лопаток турбины. Приведены результаты предварительного изучения геометрии внутренней полости рабочей лопатки турбины среднего давления, обозначены направления дальнейшей работы.

Список использованных источников

[1] Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: учебник / В.В. Кулагин, М.: Машиностроение, 2003. – 616с.

[2] Bunker R.S. «The effects of manufacturing tolerance on gas turbine cooling» ASME J. Turbomach., №131, pp. 1–11.

[3] Bunker R.S. «Effect of partial coating blockage on film cooling effectiveness» ASME, №2000-GT-0244

[4] Junying Wang, Xinqian Zheng «Review of geometric uncertainty quantification in gas turbines», ASME J. Turbomach., №142, pp. 1–15.

[5] Knisely B.F., Berdainer R.A. « Effects of Part-to-Part flow variations on overall effectiveness and life of rotating turbine blades» ASME J. Turbomach., №145, pp. 1–10.

К ВОПРОСУ ФОРМИРОВАНИЯ АЛГОРИТМА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРОГРАММНО-ЗАДАЮЩЕГО УСТРОЙСТВА СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ ДВУХКОМПОНЕНТНОЙ ТОПЛИВНОЙ СМЕСИ

М.А. Богомолов, Т.В. Грасько, А.В. Жук, К.Л. Шкут
ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж

В работе рассмотрен алгоритм формирования программы управления расходом двухкомпонентной топливной смеси, а также способ дозирования массового расхода газообразного топлива при отсутствии главной обратной связи по температуре газа в форсажной камере сгорания.

ON THE ISSUE OF FORMING AN ALGORITHM FOR THE FUNCTIONING OF THE SOFTWARE-SETTING DIVICE OF THE AUTOMATIC FLOE CONTROL SYSTEM FOR A TWO-COMPONENT FUEL MIXTURE

M.A. Bogomolov, T.V. Grasko, A.V. Zhuk, K.L. Shkut
MERC AF «AFA», Voronezh, Russia

The paper considers an algorithm for forming a flow control program for a two-component fuel mixture, as well as a method for metering the mass flow of gaseous fuel in the absence of a main feedback on the gas temperature in the afterburner chamber.

1 Введение

В настоящее время наблюдается повышенный интерес к развитию сверхзвуковой пассажирской и транспортной авиации [1,2]. Согласно проекту, представленному Центральным аэрогидродинамическим институтом (ЦАГИ), перспективный сверхзвуковой гражданский самолет (СГС) должен обладать дальностью полета 7-8 тысяч километров при крейсерской скорости, соответствующей числу Маха 1,8. Однако для реализации таких характеристик требуется создание принципиально новых силовых установок.

Применение форсажных камер сгорания (ФКС) остается единственным технически реализуемым способом значительного увеличения тяги газотурбинного двигателя (ГТД) без существенного увеличения его габаритов. Однако современные ФКС не обеспечивают приемлемых значений удельного расхода топлива на крейсерских форсажных режимах [3], что определяет актуальность проводимого исследования.

Одним из перспективных направлений решения данной проблемы является использование двухтопливной системы питания, где в качестве основного топлива применяется керосин, а в качестве дополнительного − газообразный водород [4,5]. Такое техническое решение позволяет существенно повысить коэффициент полноты сгорания топлива и, как следствие, снизить его удельный расход.

2 Алгоритм формирования программы управления

Для реализации двухтопливной системы питание необходим синтез системы автоматического управления (САУ). Одним из основных этапов синтеза САУ является выбор и обоснование программы управления, а также формирование алгоритма работы программно-задающего устройства.

Формирование программы управления расходом двухкомпонентной топливной смеси требует создания комплексной математической модели системы "летательный аппарат - силовая установка - двухкомпонентное топливо". В частности, математическая модель системы "силовая установка - двухкомпонентное топливо" разрабатывается на основе математической модели параметров рабочего процесса двигателя на форсированных режимах работы и методике определения полноты сгорания топлива в ФКС с двухтопливной системой питания.

Математическая модель параметров рабочего процесса двигателя строится на известных термодинамических зависимостях, программах управления двигателем, а также дополняется методикой определения полноты сгорания и формулой 1, учитывающей введение двухтопливной системы питания, что определяет научную новизну исследования.

$$G_{\text{тф}} = \frac{C_{\text{п}} \cdot \Delta T^{*}_{\text{фкс}} \cdot G_{\text{в}}}{H_{u\text{тс}} \cdot \eta_{\text{тс+Н2}} + \beta \cdot H_{u\text{Н2}} - C_{\text{п}} \cdot \Delta \text{Т}^{*}_{\text{фкс}} \cdot (1+\beta)} \qquad (1)$$

где: $H_{u\text{тс}}$ – теплотворная способность керосина Дж/кг; $\eta_{\text{тс+Н2}}$ – коэффициент полноты сгорания керосина с учетом добавления водорода; $\eta_{\text{тс+Н2}}$ –

коэффициент полноты сгорания керосина с добавлением водорода; $H_{u\text{H2}}$ – теплотворная способность водорода Дж/кг; $C_{\text{п}}$ – удельная теплоемкость процесса подвода теплоты Дж/(кг·К); $\Delta T^*_{\text{фкс}}$ – подогрев газа в ФКС, К; $G_{\text{в}}$ – расход воздуха через двигатель кг/с; β – относительная доля массовой добавки водорода к керосину; $G_{\text{тф}}$ – расход топлива (ТС-1) кг/с.

Известно, что расход топлива при различной степени форсирования двигателя изменяется пропорционально положению рычага управления двигателем в соответствии с программой управления расходом топлива на полном форсированном режиме, что позволяет ограничить область исследования только этим режимом.

Алгоритм формирования программы управления с фиксированным значением доли добавки водорода к керосину представлен на рисунке 1.

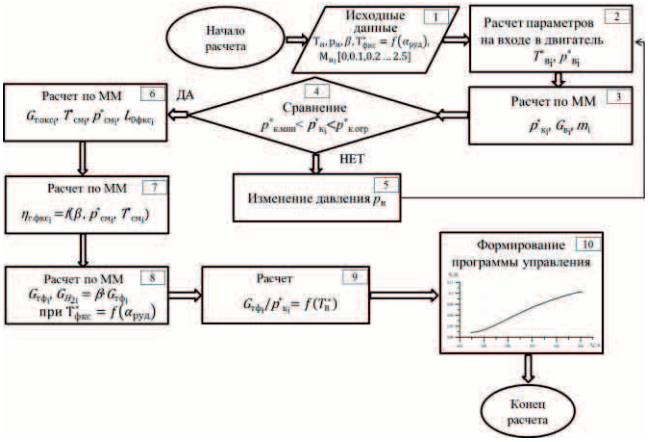


Рис. 1. Алгоритм формирования программы управления

Данный алгоритм позволяет сформировать программу управления расходом керосина в форсажную камеру сгорания в эксплуатационном диапазоне работы двигателя на полном форсированном режиме. При этом расход водорода будет пропорционален расходу керосина. Входным сигналом для контура управления расходом водородного топлива может быть положение дозирующего устройства в регуляторе сопла и форсажа.

3 Регулятор постоянной плотности и перепада давления газообразного топлива

Известно, что за счет применения регулятора постоянного перепада давления в САУ расходом топлива достигается пропорциональная зависимость между расходом топлива и площадью проходного сечения дозирующего устройства [6], что видно из формулы 2.

$$G_{\text{тф}} = \mu_{\text{дк}} F_{\text{дк}} \sqrt{(2\rho\Delta p)}, \qquad (2)$$

где: $\mu_{\text{дк}}$ – коэффициент расхода дозирующего устройства; $F_{\text{дк}}$ – площадь проходного сечения дозирующего устройства, м^2; ρ – плотность топлива, кг/м^3; Δp – перепад давления на дозирующем устройстве, Па.

Данный способ не применим для дозирования газообразного топлива из-за значительного влияния давления и температуры на плотность газа. При этом анализ существующих методов измерения массового расхода газа показал их непригодность для использования в САУ авиационного двигателя по различным причинам [7]. Невозможность применения средств измерения массового расхода, а также отсутствие главной обратной связи в контуре САУ ФКС требуют поиска новых подходов к обеспечению дозирования заданного массового расхода топлива.

В качестве решения предложен регулятор, поддерживающий постоянное значение произведения плотности на перепад давления ($\rho\Delta p$ =*const).* Это обеспечивает пропорциональную зависимость между положением дозирующего устройства и массовым расходом топлива. Функциональная схема контура САУ расходом водородного топлива с таким регулятором представлена на рисунке 2.

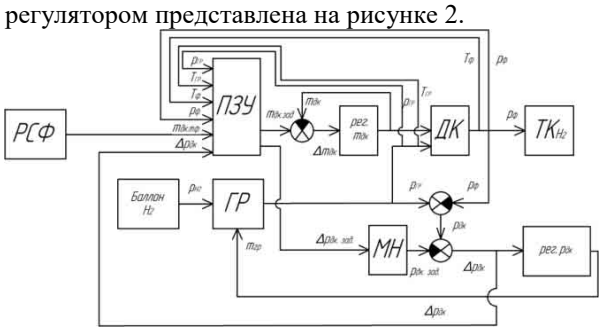


Рис 2. Функциональная схема САУ расходом водородного топлива с регулятором постоянной плотности и перепада давления (РПППД)

В программно-задающем устройстве (ПЗУ) предлагается рассчитывать плотность газообразного топлива по значениям давления и температуры перед дозирующим краном (ДК). Сверхкритический перепад давления на ДК обеспечит постоянство плотности по его сечению. По рассчитанному значению плотности из условия $\rho\Delta p$ =*const* ПЗУ в соответствии с алгоритмом работы выдаст сигнал на изменение значения заданного перепада давления на ДК в механизм настройки (МН). Регулятор $p_{\text{дк}}$ выдаст управляющий сигнал на изменение давления за газовым редуктором (ГР). Таким образом, будет обеспечена пропорциональная зависимость между положением ДК и массовым расходом водорода.

РПППД может быть реализован как в электронной САУ, так и в гидромеханической за счет применения механического вычислительного устройства плотности водорода, в виде специально спрофилированного кулачка с двумя степенями свободы. Возможность резервирования электронной САУ расходом газообразного топлива гидромеханической частью позволит повысить надежность системы.

Выводы

В ходе работы был разработан алгоритм формирования программы управления расходом

двухкомпонентной топливной смеси, основанный на комплексной математической модели системы "силовая установка – двухкомпонентное топливо". Предложен способ дозирования газообразного водорода с использованием регулятора постоянной плотности и перепада давления, не требующего обратной связи по температуре газа в ФКС. Показана возможность реализации предложенных решений, как в электронных, так и в гидромеханических системах управления, что обеспечивает высокую надежность. Применение двухкомпонентной топливной системы с разработанной САУ позволит существенно снизить удельный расход топлива на форсированных режимах работы двигателя за счет повышения коэффициента полноты сгорания.

Список использованных источников

[1] Сидняев Н.И. Перспективы развития современных сверхзвуковых пассажирских самолетов / Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, вып. 1.

[2] Власов Д.А., Жасан М.С., Кузияров Н.Ф. и др. Самолет, опередивший время / Молодой ученый: Международный научный журнал № 3 (502) 2024 – 10 с.

[3] Руководство по эксплуатации Ту-144. Книга 1. Руководство по летной эксплуатации. – ОКБ «Туполев», 1975. – 273с.

[4] Жук А.В., Грасько Т.В. Выбор и обоснование облика системы автоматического управления двухтопливной системой питания форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя: Сборник научных статей по материалам III Всероссийского форума с международным участием Академические Жуковские чтения 2023 г. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2023.

[5] Козлов В.Е., Титова Н.С., Торохов С.А. Численное исследование влияния добавки водорода или синтез-газа к н-декану на эмиссию вредных веществ из камеры сгорания с гомогенным режимом горения / Химическая физика: журнал, Т. 39, № 5 2020. С. 3 – 15.

[6] Назаров А.П. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учеб. пособие / Назаров А.П. – Москва: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1987. 363 с.

[7] В.Н. Орлов, Е.В. Шахматов, А.И. Иванов, И.П. Косицын, В.А. Букин, А.Г. Гимадиев / Системы топливопитания и регулирования авиационных ГТД на криогенном топливе / Электрон. учеб. пособие: под общей редакцией д.т.н., профессора Шахматова Е.В; М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. и граф. дан. (79,3 Мбайт). - Самара, 2013.

РАЗДЕЛ II

ЛОПАТОЧНЫЕ МАШИНЫ

МОДЕЛИРОВАНИЕ И РЕЗУЛЬТАТЫ НЕОСЕСИММЕТРИЧНОГО ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СО СТОРОНЫ ВТУЛОЧНОГО ОБВОДА РАБОЧЕГО КОЛЕСА НА ПОТОК В ВЫСОКОНАПОРНОЙ СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

С.А. Плотников[1,2], В.П. Матюнин[2], А.С. Пикулев[1], С.О. Селезнев[1]
[1]АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь,
[2]Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь

В данной работе представлены некоторые результаты геометрического воздействия неосесимметричной формы втулочного обвода рабочего колеса на течение рабочего тела в высоконапорной ступени осевого компрессора. Оценивается изменение основных параметров ступени: коэффициент полезного действия, степень повышения полного давления и расход воздуха, а также распределение основных параметров по высоте проточной части. Определена одна из наиболее удачных, описываемая гармоническим законом, топологий обводов ротора, обеспечивающая прирост КПД ступени и рабочего колеса на 0.85% и 0.67%, соответственно. На основании положительных предварительных результатов исследования предполагается дальнейшая проработка и возможное проведение натурных испытаний компрессора с мероприятиями.

MODELING AND RESULTS OF THE NON-AXISYMMETRIC GEOMETRIC EFFECT OF THE IMPELLER SLEEVE ON THE FLOW IN THE HIGHLY LOADED AXIAL COMPRESSOR STAGE

S.A. Plotnikov[1,2], V.P. Matyunin[2], A.S. Pikulev[1], S.O. Seleznev[1]
[1]JSC «UEC-Aviadvigatel», Perm, Russia
[2]PNRPU, Perm, Russia

This paper presents some results of the geometric effect of the non-axisymmetric shape of the impeller sleeve on the flow of the working fluid in the highly loaded axial compressor stage. The change in the main parameters of the stage is estimated: the efficiency, the total pressure ratio and air mass flow, as well as the distribution of the main parameters along the height of the flow part. One of the most successful rotor contour topologies described by the harmonic law has been determined, which provides an increase in the efficiency of the stage and impeller by 0.85% and 0.67%, respectively. Based on the positive preliminary results of the study, it is planned to further develop and possibly conduct field tests of the compressor with measures.

1 Введение

При создании современных и перспективных газотурбинных двигателей среди подлежащих решению ряда важных проблем сохраняется и растёт актуальность задач, как правило, противоречащих друг другу, – повышение напорности и коэффициента полезного действия (КПД) отдельных ступеней компрессора. Повышение напорности ступеней позволяет сократить их количество, что особо актуально для авиационного компрессоростроения.

Повышение КПД при одновременном увеличении напорности, кроме уменьшения габаритов и массы компрессора (и двигателя в целом), ведёт к повышению КПД газотурбинного двигателя. Это, как известно, уменьшает удельный расход топлива c_R и, соответственно, стоимость как одного полётного цикла, так и всего жизненного цикла двигателя.

Снижение расхода топлива и, соответственно вредных выбросов отвечает и экологическим требованиям.

Наряду с известными способами повышения эффективности сжатия рабочего тела в компрессоре для повышения КПД применяется ряд конструктивных воздействий на вихревые структуры [1, 2]. Одним

из основных генераторов потерь являются вторичные течения (канальный или, иначе, парный вихрь). Для уменьшения интенсивности и размеров вихрей можно применять рациональные размеры и форму сопряжений пера лопаток с торцевыми ограничивающими поверхностями (ТОП) [3] и неосесимметричные обводы ТОП межлопаточных каналов.

В посвящённых неосесимметричным обводам ТОП работах, например, [4-8], отсутствуют сопряжения ТОП и профильной части лопаток; не изучены реальные кольцевые лопаточные венцы, исследованы дозвуковые и трансзвуковые решётки, в современных компрессорах представляют интерес сверхзвуковые решётки; исследуются изолированные лопаточные венцы. Разнообразие способов проектирования и представленных топологий неосесимметричных ТОП свидетельствует о незавершённости исследований данного конструктивного решения.

2 Постановка задачи

В настоящей работе рассматривается применение неосесимметричных ТОП втулки рабочего колеса высоконапорной ступени осевого компрессора для уменьшения интенсивности вторичных течений в межлопаточном канале РК и повышения его адиабатического КПД.

Объект исследования – представленная на рис. 1 высоконапорная ступень осевого компрессора высокого давления двухконтурного турбореактивного двигателя, состоящая из входного направляющего аппарата (ВНА), рабочего колеса (РК) со сверхзвуковыми решётками выше среднего диаметра, направляющего аппарата (НА) за РК.

Рис. 1. Объект исследования – высоконапорная ступень осевого компрессора

Цель работы – улучшение КПД высоконапорной ступени осевого компрессора.

Задачи работы – изменить с помощью неосесимметричных ТОП форму проточной части и уменьшить интенсивность и размеры области вторичных течений, улучшить структуру потока и уменьшить вторичные потери в высоконапорной ступени; обеспечить минимально усложнение конструкции, сохранение центробежной нагрузки на диск и технологичности ротора с модифицированной ТОП втулки РК.

Исследовано несколько вариантов топологий, отличающихся расположением и амплитудой подъёмов и спусков ТОП. Топологии характеризуются распределением в приращении относительного радиуса обода диска РК $\Delta r_{\text{обод}}$.

Расчёты выполнены в коммерческих CFD-пакетах на основе валидированной расчётной модели по результатам натурных испытаний.

3 Результаты

Повышение КПД вызвано изменением структуры вторичных течений, одним из которых является вихрь на выходной кромке вблизи обора РК, который показан на рис. 2. При неосесимметричной ТОП размер центра (сниженные числа Маха) канального вихря уменьшается. Это свидетельствует о более существенном уменьшении его интенсивности по сравнению с некоторым увеличением шаговой протяжённости этого вихря.

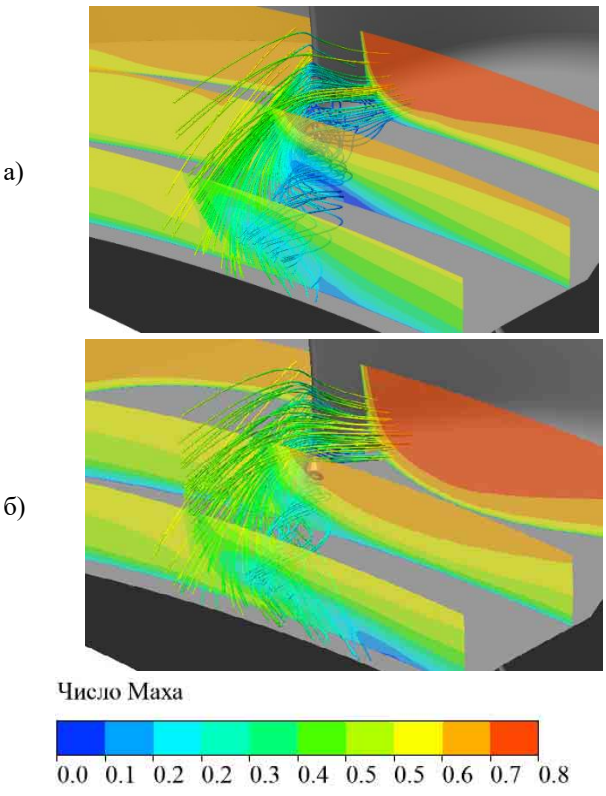


Рис. 2. Структура вихря на выходной кромке РК вблизи обода и распределение числа Маха

по струйкам тока и поперечным сечениям для:
(а) – исходной формы обода, (б) – топологии T1a

Значение имеет не только форма, но и величина подъёмов и спусков. Так для наилучшего варианта топологии при одной и той же форме, но разной амплитуде геометрического воздействия удаётся достичь разного эффекта на КПД ступени. При амплитуде $\Delta r_{\text{обод}} = 2$ % относительно высоты лопатки прирост КПД ступени составил +0.4 % и рабочего колеса +0.3 %. При амплитуде $\Delta r_{\text{обод}} = 5$ % прирост составил +0.85 % и +0.67 %, соответственно.

4 Заключение

Улучшение структуры течения в РК оказывает позитивное влияние и на параметры потока в НА. Об этом свидетельствует больший прирост КПД в ступени по сравнению с его приростом в РК.

Симметрично обратная форма топологии по отношению к наилучшему варианту (отрицательная амплитуда) приводит к интенсификации вихревых структур и увеличению потерь. Такая неосесимметричная ТОП с амплитудой $\Delta r_{\text{обод}} = -5$ % приводит к снижению КПД на –1.5 % для ступени и –1.09 % для рабочего колеса. По соотношению изменения КПД также видно негативное влияние ухудшения структуры потока в РК на потери в НА.

На основании данных [4-8] предполагается, что удачный вариант топологии, обеспечивающий максимальный прирост КПД, не является наилучшим вариантом. Можно дополнительно улучшить структуру течения и снизить уровень потерь от вторичных течений. Необходимо дальнейшее изучение влияния различных топологий не только в РК, но и при внедрении подобных мероприятий в НА.

Работа подтверждает полученный другими исследователями эффект повышения КПД отдельного лопаточного венца и ступени в целом на 1…2%; обладает практической ценностью, рекомендуется для дальнейшего более глубокого исследования и анализа топологий ТОП, совершенствования рабочего процесса в авиационных компрессорах и внедрения в производство.

Список использованных источников

[9] Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин. – Самара: ФГУП «Изд-во «Самарский Дом печати», 2023. – 336 с.

[10] Батурин О.В. Конспекты лекций по учебной дисциплине «Теория и расчёт лопаточных машин»: учеб. Пособие / О.В. Батурин.– Самара: СГАУ, 2011.– 240 с.: ил.

[11] Li X. et al. The control of corner separation with parametric suction side corner profiling on a high-load compressor cascade //Aerospace. – 2022. – Т. 9. – №. 3. – С. 172.

[12] Патент № US7465155B2 UnitedStates, F01D5/143. Non-axisymmetric end wall contouring for a turbomachine blade row : № US11/364 : заявл. 2006-02-27 : опубл. 2008-12-16 / Bao Q. Nguyen – 3 с.

[13] Li X. et al. The Investigation of a New End Wall Contouring Method for Axial Compressors //Applied Sciences. – 2022. – Т. 12. – №. 10. – С. 4828.

[14] Zhang X., Lu X., Zhu J. Performance improvements of a subsonic axial-flow compressor by means of a non-axisymmetric stator hub end-wall //Journal of Thermal Science. – 2013. – Т. 22. – №. 6. – С. 539-546.

[15] Huang S. et al. Effect of non-axisymmetric end wall on a highly loaded compressor cascade in multi-conditions //Journal of Thermal Science. – 2021. – Т. 30. – С. 1363-1375.

[16] Hu S. et al. Numerical investigation of a high-subsonic axial-flow compressor rotor with non-axisymmetric hub endwall//Journal of Thermal Science. – 2010. – Т. 19. – С. 14-20.

РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО ВЫБОРУ ПАРАМЕТРОВ ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ НЕРАВНОМЕРНОГО ПОТОКА НА ВХОДЕ В КОМПРЕССОР ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д.В. Пестов[1]
[1] ФГАОУ ВО «САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ имени С.П. Королёва», Самара

В настоящее время, одним из основных требований, предъявляемых к авиационному двигателю, является обеспечение его устойчивой работы на всех эксплуатационных режимах. При сдаче заказчику каждого серийного двигателя проводится проверка достаточности запаса его газодинамической устойчивости при неоднородном воздушном потоке на входе в компрессор, который создаётся с помощью пластинчатого интерцептора различной высоты. Альтернативой формирования неравномерного потока в процессе эксперимента может быть его численное моделирование в современных программных комплексах. В докладе представлены результаты разработки рекомендаций по выбору параметров численной модели неравномерного потока на входе в компрессор газотурбинного двигателя.

DEVELOPMENT OF RECOMMENDATIONS ON THE CHOICE OF PARAMETERS FOR A NUMERICAL MODEL OF UNEVEN FLOW AT THE INLET TO THE COMPRESSOR OF A GAS TURBINE ENGINE

D.V. Pestov[1]
[1] SAMARA NATIONAL RESEARCH UNIVERSITY, Samara, Russia

Currently, one of the main requirements for an aircraft engine is to ensure its stable operation in all operating modes. When each serial engine is delivered to the customer, the sufficiency of its gas dynamic stability reserve is checked with an inhomogeneous air flow at the compressor inlet, which is created using a plate interceptor of various heights. An alternative to the formation of an uneven flow during the experiment may be its numerical modeling in modern software systems. The report presents the results of the development of recommendations on the choice of parameters for a numerical model of uneven flow at the inlet to the compressor of a gas turbine engine.

1 Введение

В процессе сдачи серийных газотурбинных двигателей (ГТД) в эксплуатацию проводятся испытания по подтверждению устойчивой его работы при неравномерном потоке на входе в компрессор. Формирование такого потока осуществляется обычно с помощью выдвижного интерцептора, устанавливаемого перед входным устройством двигателя. Если двигатель в процессе испытаний не подтверждает свою возможность устойчивого функционирования, разрабатывается программа мероприятий по его доводке. При этом используются методы расчётного определения границы устойчивых режимов работы компрессора.

К сожалению, существующие методы расчётного определения границ устойчивых режимов дают только довольно приблизительные результаты. Так, методы, базирующиеся на нульмерной модели рабочего процесса компрессора, и методы, основанные на одномерной и двухмерной модели рабочего процесса компрессора, позволяют оценить границу устойчивых режимов ступени и многоступенчатого компрессора только весьма приблизительно. Дело в том, что эти методы не дают возможность полноценно учитывать трёхмерные эффекты в проточной части компрессора такие как, вторичные течения, пограничные слои на трактовых поверхностях, перетекание через радиальные зазоры, взаимодействие потоков различных лопаточных венцов многоступенчатых осевых компрессоров, в том числе при наличии срывов в отдельных ступенях. Кроме того, указанные методы не позволяют учитывать влияния на характеристики компрессора и границу его устойчивых режимов неоднородность поля параметров потока на входе в двигатель.

Повысить точность расчёта характеристик авиационных компрессоров, сократить затраты на проверку достаточности запаса газодинамической устойчивости (ГДУ) двигателей удаётся с помощью

численного моделирования их рабочего процесса. Однако нахождение границы устойчивых режимов с приемлемой точностью и в этом случае остаётся пока довольно сложной задачей, для решения которой до сих пор не разработаны соответствующие достоверные методы, в частности пока нет даже метода формирования численной модели неравномерного потока на входе в компрессор.

В связи с этим, создание такого метода для проверки достаточности запаса ГДУ компрессора представляется весьма актуальным и соответствующим современным тенденциям развития технологии проектирования и доводки авиационных ГТД. Для создания такого метода необходимо на основании результатов эксперимента правильно выбрать значения параметров численной модели неравномерного потока на входе в компрессор.

2 Описание схемы входного коллектора с замером поля полного давления на входе в компрессор

Схема входного коллектора (ВК) с выдвижным интерцептором представлена на рис. 1. Входной коллектор устанавливается перед двигателем и в его состав входит воздухозаборник 1 с лемнискатным насадком и интерцептор 2. Заборы 3 полного давления разрежения $p^*_{\text{разр}\,i}$, число которых равно шести, расположены равномерно по окружности и установлены во входных кромках входного направляющего аппарата 4 (ВНА) компрессора 5.

Испытания двигателя проводятся без отборов воздуха от компрессора на нужды системы кондиционирования с загрузкой самолётных агрегатов, таких как гидронасосы и генераторы.

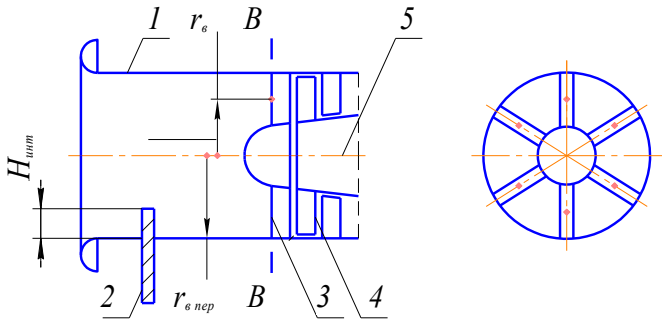


Рис. 1. Схема входного коллектора с интерцептором и заборами полного давления разрежения на входе в компрессор

Величины выступа интерцептора установлены ЦИАМ на контрольных приведённых частотах вращения ротора. Они соответствуют максимальным эксплуатационным неоднородностям воздушного потока при полёте самолёта на больших углах атаки и скольжения, при повышенной атмосферной турбулентности и возмущениях потока, вносимых криволинейными каналами воздухозаборников.

Количество измерений полного давления разрежения $p^*_{\text{в разр}\,i}$ за время $\tau_{\text{исп}}$ в каждой точке замера обычно равно шести - восьми, а среднеквадратическое отклонение осреднённого по времени $\tau_{\text{исп}}$ полного давления разрежения воздуха в каждой i - ой точке сечения на входе в компрессор $S\left(p^*_{\text{в разр ср}\,i}\right)$ не превышает 70 Па. Величина неисключённой систематической погрешности замера полного давления разрежения $\theta\left(p^*_{\text{в разр}}\right)$ не превышает 150 Па, а значение неисключённой систематической погрешности замера атмосферного давления $\theta\left(p_H\right)$ - 140 Па.

3 Геометрическая и сеточная модели потока

Конфигурация области моделирования потока была сформирована в составе трёх областей (рис. 2):

- области 1 свободного пространства перед ВК;
- области 2 проточной части ВК с интерцептором;
- области 3 входного направляющего аппарата.

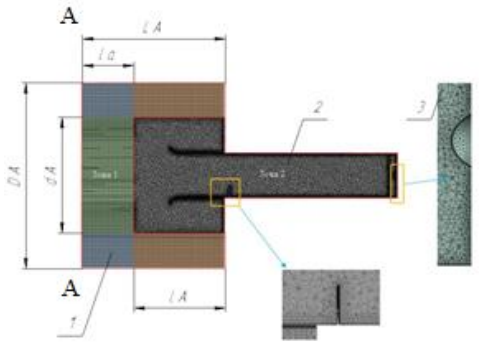


Рис. 2. Конфигурация геометрической и сеточной модели потока

Область 1 была выполнена в виде цилиндра диаметром D_{A}, равного четырём внутренним диаметрам ВК $D_{\text{т}}$ и длиной $L_{\text{A}} = 3\text{D}_{\text{т}}$ с полостью аналогичной формы диаметром $d_{\text{A}} = 0,6\text{D}_{\text{т}}$ и длиной $l_{\text{A}} = 0,8\text{L}_{\text{A}}$. Плоскость А-А, перпендикулярная оси ВК, располагалась перед её входом на расстоянии $l_a = D_{\text{т}}$.

Интерцептор в области 2 был расположен перпендикулярно оси ВК в его нижней части симметрично относительно меридиональной плоскости.

Область 3 включала в себя входной направляющий аппарат с осевым зазором между ВНА

и рабочим колесом. Входной направляющий аппарат состоял из чётного количества лопаток ($z_{\text{ВНА}}$ = 18).

Перед построением сеточной модели потока часть его геометрической модели, состоящей из первых двух описанных выше областей, была разделена на две симметричные половины меридиональной плоскостью. ВНА был также разделён на две части секущей поверхностью, проходящей через середину двух межлопаточных каналов, расположенных противоположно друг другу.

Для моделирования потока во всех трёх областях использовалась только одна половина его геометрической модели.

Построение сеточной модели воздушного потока в области 1 свободного пространства и в области 2 ВК с интерцептором было выполнено в программном комплексе Ansys Meshing, а сеточной модели области 3 - в программном комплексе NUMECA.

Вид сеточных моделей всех областей воздушного потока около и внутри ВК с интерцептором представлен на рис. 2, а во входном направляющем аппарате - на рис. 3.

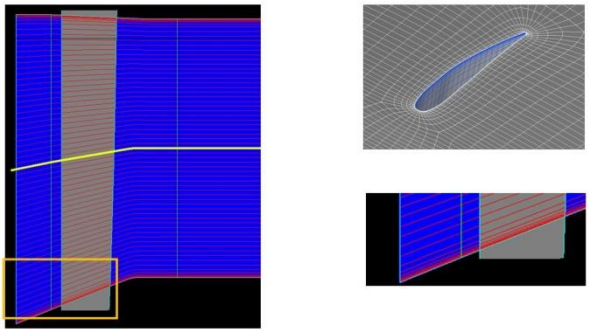


Рис. 3. Конфигурация сеточной модели потока во входном направляющем аппарате

4 Исследование влияния параметров сеточной модели на результаты расчёта

Для формирования базовой сеточной модели ВНА были использованы такие параметры как безразмерный параметр пристеночного слоя y^+ [4], параметры *ER* и *MR*.

Значение безразмерного параметра *y*+ было принято равным приблизительно 1, что является общей рекомендацией пользователям NUMECA FINE/turbo. При этом для соблюдения условия *y*+ ≈ 1 толщина пристеночного слоя сетки y_{w1} равнялась 1,2 мкм.

Параметр *ER* представляет собой отношение высот последующей и предыдущей ячеек: $ER = y_{\text{w}_{i+1}} / y_{w_i}$, а параметр *MR* равен отношению максимальной высоты ячейки в канале $y_{w\max}$ к высоте пристеночной ячейки y_{w1}: $MR = y_{w\max} / y_{w1}$.

Первоначально была построена сеточная модель области 3 с применением рекомендаций [5] по выбору значений параметров *ER* = 1,4 и *MR* = 4000. В области 2 ВК с интерцептором толщина пристеночного слоя сетки y_{w1}, по-прежнему, была принята равной 1,2 мкм. Вместо параметра *MR* задавалась максимальная высота ячейки $y_{w\max}$, которая принималась равной высоте ячейки сетки ВНА на высоте лопатки 50 %.

В области свободного пространства (область 1, рис. 2) были использованы элементы, размеры которых в 2…3 раза превосходили размеры элементов области ВК.

Для исследования влияния параметров *ER* и *MR* на отклонение результатов расчёта полного давления в контрольных точках замера от экспериментальных данных (при высоте выступа интерцептора в проточную часть $H_{\text{инт}}$ = 330 мм и расходе воздуха $G_{\text{в}}$ = 240 кг/с) были сформированы сеточные модели, значения параметров которых приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Основные параметры сеточных моделей

№	ER	MR	ВНА, млн. эл.	ВК, млн. эл.	ВНА+ВК, млн. эл.
1	1,4	4000	11,0	17,2	28,2
2	1,6	8000	5,7	4,9	10,6
3	1,8	12000	4,2	4,1	8,3

Моделирование потока было выполнено с использованием модели турбулентности *k* - *ε*. Результаты расчёта представлены на рис. 4.

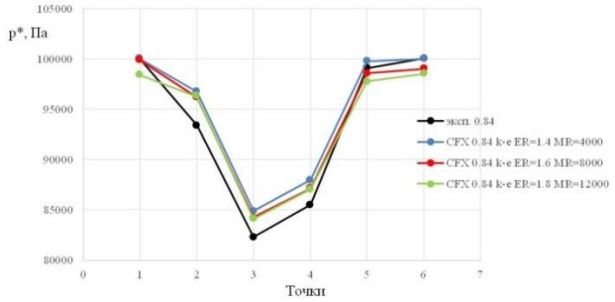


Рис. 4. Значения полного давления в контрольных точках забора воздуха

Анализ данных рис. 4 свидетельствует о том, что все три рассмотренные модели дают довольно близкие результаты. Расхождение результатов расчёта полного абсолютного давления в контрольных точках с экспериментальными данными не превышает 2,5%.

Вместе с тем, модель №1 состоит из большого количества элементов (28,2 млн. элем.) и является наиболее ресурсоёмкой. Модели №2 и №3, состоящие из меньшего количества элементов (10,6 млн. элементов и 8,3 млн. элементов соответственно)

обеспечивают повышенное быстродействие при проведении расчётов, по сравнению с моделью №1.

Вместе с тем, модель №2 обеспечила несколько лучшее (на 0,1%) совпадение с результатами эксперимента, в связи с этим для проведения дальнейших исследований она была принята в качестве базовой сеточной модели.

5 Исследование влияния моделей турбулентности на результаты расчёта

В расчётной практике применяется довольно много моделей турбулентности [4]. Однако при численном моделировании внутриканальных течений наиболее часто используются такие модели, как $k-\varepsilon$, $k-\omega$, *SST* и *BSL*.

Именно с помощью этих моделей турбулентности были проведены расчёты неравномерного потока на входе в компрессор с применением базовой сеточной модели. Результаты этих расчётов представлены на рис. 5.

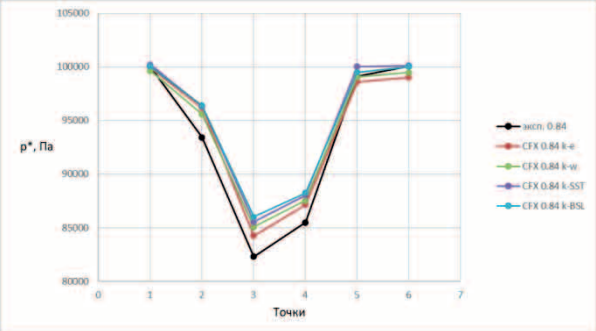


Рис. 5. Значения полного абсолютного давления в местах его замера при исследовании влияния моделей турбулентности

Как следует из данных рис. 5 применение модели $k-\varepsilon$ позволяет получить наименьшее расхождение (не более 2,4%) расчётных значений полного давления в контрольных точках с данными эксперимента. Стоит отметить, что это расхождение оказалось наименьшим в точках замера, расположенных напротив интерцептора, где наблюдается наиболее сильное возмущение потока.

В связи с этим для расчётов неравномерного потока целесообразно использовать модель турбулентности $k-\varepsilon$.

6 Заключение

Разработаны численные модели потока в системе «входной коллектор с интерцептором – ВНА».

В результате проведённых исследований влияния параметров сеточной модели на отклонение результатов расчёта от экспериментальных данных целесообразно рекомендовать принимать:

- значение высоты пристеночной ячейки равным 1,2 мкм в целях обеспечения величины $y^+ = 1$;
- значение параметра ER = 1,6, а параметра MR = = 8000.

Проведена оценка влияния моделей турбулентности на результаты расчёта. Установлено, что модель $k-\varepsilon$ обеспечила наименьшее расхождение по полному абсолютному давлению между результатами расчёта и экспериментальными данными в сравнении с другими моделями турбулентности.

Численная модель потока в системе «входной коллектор с интерцептором – ВНА» может использоваться для анализа окружной неравномерности потока на входе в компрессор как при испытаниях серийных ГТД на достаточность запаса ГДУ, так и при проведении их доводки.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2024-0015, «Изучение закономерностей рабочих процессов нагнетательных машин на базе сопряженных математических моделей»).

Список использованных источников

[1] В.А. Григорьев, А.С. Гишваров, А.Н. Белоусов, С.К. Бочкарёв, С.А. Ильинский, В.Т. Шепель. Испытания авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.

[2] Ansys Meshing [электронный ресурс].

[3] NUMECA Users Manual [электронный ресурс].

[4] Н.А. Елисов, С.А. Ишков, В.Г. Шахов. Влияние моделей турбулентности на расчётные значения несущих свойств летательного аппарата. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 39-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-39-46.

[5] Горячкин, Е.С. Метод и средства оптимизации формы и взаимного расположения лопаток многоступенчатых осевых компрессоров газотурбинных двигателей [Текст]: дис. … канд. техн. наук: 05.07.05.: защищена 18.12.2020 / Горячкин Евгений Сергеевич. – Самара, 2020. – 150с. – 01010253257

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ РАБОТ ПО АВИАЦИОННЫМ ДВИГАТЕЛЯМ В ЧАСТИ ПОМПАЖНЫХ И СРЫВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

П.Г. Кожемяко[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены способы оценки и методы подтверждения запасов газодинамической устойчивости каскадов компрессора и авиационного двигателя в целом. Острота и сложность проблемы обеспечения газодинамической устойчивости (ГДУ) в значительной степени определяется особенностями компрессорных узлов. Возрастание суммарной степени повышения давления тракта сжатия, достигающего уровня $\pi^*_к = 40$ и более, а также стремление разработчиков ГТД к минимизации числа деталей, в том числе – количества компрессорных ступеней и числа их лопаток, приводит к усложнению задачи по обеспечению приемлемого уровня запасов газодинамической устойчивости **[3]**. В связи с высокой сложностью современных авиационных двигателей при их проектировании и сертификации не всегда возможно путём прямых испытаний получить подтверждение достаточности запасов газодинамической устойчивости двигателя во всех ожидаемых условиях эксплуатации. Поэтому для подтверждения соответствия требованиям Авиационных Правил к газодинамической устойчивости используется комплекс материалов, о которых рассказывается в работе.

SOME ASPECTS OF CERTIFICATION WORK ON AIRCRAFT ENGINES IN TERMS OF SURGE AND STALL CHARACTERISTICS

P.G. Kogemyako[1],
[1] CIAM, Moscow, Russia

The methods of estimating and confirming the reserves of gas dynamic stability of compressor cascades and the aircraft engine as a whole are presented. The severity and complexity of the problem of ensuring gas dynamic stability is largely determined by the characteristics of compressor units. An increase in the total degree of pressure increase in the compression path, reaching the level of π * k = 40 or more, as well as the desire of GTE developers to minimize the number of parts, including the number of compressor stages and the number of their blades, complicates the task of ensuring an acceptable level of reserves of gas dynamic stability. Due to the high complexity of modern aircraft engines in their design and certification, it is not always possible by direct testing to obtain confirmation of the sufficiency of the reserves of the gas dynamic stability of the engine in all expected operating conditions. Therefore, to confirm compliance with the requirements of Aviation Regulations for gas dynamic stability

1 Введение

Нормативными документами по ГДУ регламентирована работа по обеспечению достаточности запасов устойчивости силовых установок на всех стадиях проектирования.

Пункт Авиационных правил 33.65 [1] звучит так: «При эксплуатации двигателя в соответствии с Руководством по эксплуатации, требуемым 33.5(b), запуск, изменение мощности или тяги, форсирование мощности или тяги, предельная неоднородность воздушного потока на входе в двигатель или неравномерность поля температур воздуха на входе не должна вызывать помпаж или срыв, которые могли бы привести к срыву пламени, разрушению конструкции, превышению температуры или нарушению возможности восстановить мощность или тягу двигателя в любой точке области эксплуатационных режимов».

2 Стадия Эскизного проекта

Оценка потребных и располагаемых запасов устойчивости как правило выполняется на стадии эскизного проекта [2]. При создании двигателя на стадии эскизного проекта предполагается, что известны лишь его тип и назначение, а характеристики узлов еще не определены. В связи с этим оценка потребных запасов устойчивости на воздействие эксплуатационных факторов производится приближенно, сообразуясь с накопленной статистикой эксплуатации двигателей.

Суммарный потребный запас устойчивости складывается из частичных запасов, которые компенсируют воздействие четырех групп эксплуатационных факторов [4], а именно:

а) факторов, отражающих влияние внешних условий возмущений, на воздействие которых предусматриваются следующие частичные запасы: $\Delta K_{у.W}$, $\Delta K_{у.порыв}$, $\Delta K_{у.H/M}$, $\Delta K_{у.t}$;

б) факторов, отражающих воздействие внутридвигательных возмущений; этим факторам соответствуют следующие частичные запасы: $\Delta K_{\text{у.перех}}$, $\Delta K_{\text{у.ф}}$, $\Delta K_{\text{у.хол}}$, $\Delta K_{\text{у.агр}}$, $\Delta K_{\text{у.отб}}$;

в) факторов, определяющих влияние нестабильности производства двигателей; на их воздействие предусматривается частичный запас устойчивости $\Delta K_{\text{у.произв}}$;

г) факторов, включающих в себя совокупность всех других причин снижения запасов устойчивости: $\Delta K_{\text{у.рес}}$, $\Delta K_{\text{у.доп}}$.

Каждая из четырех перечисленных выше групп частичных потребных запасов содержит в себе компоненты двух видов: одни из них могут оцениваться количественно в зависимости от интенсивности соответствующего фактора, другие же такой оценке не поддаются и подлежат нормированию на основе накопленных статистических данных. Таким образом, суммарный потребный запас может быть представлен в виде:

$$\Delta K_{\text{у.потр}} = \sum (\Delta K_{\text{у}})_{\text{оц}} + \Delta K_{\text{у.норм}} .$$

Из всех оцениваемых частичных потребных запасов устойчивости ниже рассматриваются только три, которые вносят основной вклад при определении величины суммарного потребного запаса устойчивости:

$\Delta K_{\text{у.}W,}$ – частичный запас устойчивости, потребный на компенсацию влияния входной неоднородности поля полного давления;

$\Delta K_{\text{у.перех}}$, – частичный запас устойчивости, потребный на компенсацию влияния переходных режимов работы двигателя;

$\Delta K_{\text{у. холл}}$. – частичный запас устойчивости, потребный на компенсацию влияния нестационарного теплового прогрева после приемистости непрогретого двигателя с пониженного режима на взлетный режим.

3 Испытания по проверке запасов газодинамической устойчивости.

В основу подтверждения соответствия требованиям пункта 33.65 АП к помпажным и срывным характеристикам двигателя на различных режимах его работы положены испытания на стендах или в полетах с целью проверки достаточности запасов газодинамической устойчивости и характеристик компрессора во всём диапазоне Ожидаемых Условий Эксплуатации [2]. При стендовой проверке запасов газодинамичебской устойчивости и характеристик компрессора опытных ГТД должно быть предусмотрено максимальное воспроизводство эксплуатационных факторов. В случае затруднений с их воспроизведением в стендовых условиях при испытаниях должно выявляться наличие запасов, необходимых для компенсации воздействия каждого невоспроизводимого эксплуатационного фактора посредством уменьшения располагаемого запаса устойчивости двигателя.

4 Заключение

Испытания двигателя, имеющего запасы устойчивости, уменьшенные на величину невоспроизводимых эксплуатационных факторов, оцениваются положительно, если получены следующие результаты:

- подтверждена устойчивость работы двигателя при возмущениях потока перед ним, соответствующих ОУЭ4 на установившихся режимах; при переменных процессах и при применении реверса;
- подтверждена работоспособность автоматической системы защиты двигателя при помпаже и восстановлении его работы при нарушении газодинамической устойчивости;
- отработана методика контроля стабильности запасов ГДУ при серийном производстве, не влияющие на дальнейшую эксплуатацию двигателей.

Список использованных источников

[1] НЛГ-33 «Нормы летной годности двигателей воздушных судов», утвержденные Приказом Федерального агентства воздушного транспорта от 17 ноября 2022 г. № 820-П.

[2] Рекомендательный циркуляр РЦАП33 «ГДУ». Процедуры и методы подтверждения соответствия требованиям АП-33 к помпажным и срывным характеристикам (газодинамической устойчивости) авиационным двигателей. МАК авиационный регистр. 2005г.

[3] Ф.Ш. Гельмедов. Введение. Особенности технического облика компрессорных узлов перспективных ГТД. Аэродинамика и акустика вентиляторов и компрессоров газотурбинных двигателей. сборник научных трудов / под ред. В.И. Милешина. М.: ЦИАМ, 2021. (Труды ЦИАМ; № 1363).

[4] Ф.Ш. Гельмедов. Важнейшие эксплуатационные факторы, оказывающие влияние на ГДУ Аэродинамика и акустика вентиляторов и компрессоров газотурбинных двигателей. сборник научных трудов / под ред. В.И. Милешина. М.: ЦИАМ, 2021. (Труды ЦИАМ; № 1363).

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ ВЕНТИЛЯТОРОВ

Т.Ю. Логинова, В.И. Милешин, И.К. Орехов,
С.В. Панков, А.А. Россихин, В.А. Фатеев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты аэромеханического проектирования и экспериментального исследования моделей вентиляторов ТРДД на специализированных стендах. Рассматриваются безредукторные и редукторные вентиляторы, а также вентилятор распределённой силовой установки (СУ) с неподвижными жёстко закреплёнными лопатками. Вентиляторы изменяемого шага (ВИШ) могут обеспечить лучшую работоспособность. Проведен анализ работы таких вентиляторов на режимах прямой тяги и реверса.

THE RESULTS OF COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL FAN MODELS RESEARCH

T.Yu. Loginova, V.I. Mileshin, I.K. Orekhov,
S.V. Pankov, A.A. Rossikhin, V.A. Fateev
CIAM, Moscow, Russia

The paper reviews aeromechanical fan models design of bypass turbojets and findings of experimental studies on specialized test benches. Direct-driven and geared fans are considered, as well as a fan for a distributed propulsion system (DPS) with rigidly fixed blades. Variable-pitch fans (VPF) can provide better performance. An analysis of such fans operation in direct and reverse thrust modes has been carried out.

1 Введение

Намечен ряд мероприятий по значительному повышению эффективности СУ. Особенно актуально найти резервы дальнейшего снижения шума. Внедряются высокопроизводительные вентиляторы с широкохордными лопатками сложной пространственной формы с понижением скорости их вращения и увеличением степени двухконтурности до m=10÷15 и выше. Оптимальная величина m зависит от множества параметров.

Движение будет эффективней, а тяговый КПД тем выше, чем меньше скорость реактивной струи отличается от скорости полёта, т.е. чем ниже степень повышения полного давления вентилятора, $\pi^*_В$. Для обеспечения необходимой тяги, диаметр вентилятора, $D_В$ и m будут больше, учитывая ограничения предельной величины удельной производительности.

Выбор $\pi^*_В$~1.5 оптимален в конструкции без редуктора с нерегулируемым соплом.

Преимуществами при обеспечении передачи необходимой мощности от газогенератора с уменьшением скорости вращения рабочих лопаток обладают редукторные вентиляторы, $\pi^*_В$~1.37. Экспериментальная модель вентилятора (ЭМВ) показана на рис. 1.

Снижение π^* и увеличение m возможно с применением технологии ВИШ ($\pi^*_В$=1.26, СВ-92). Наименьшие $\pi^*_В$ и максимально большие m реализуют открытые винты при меньшей скорости полёта (СВ-27) [1,2].

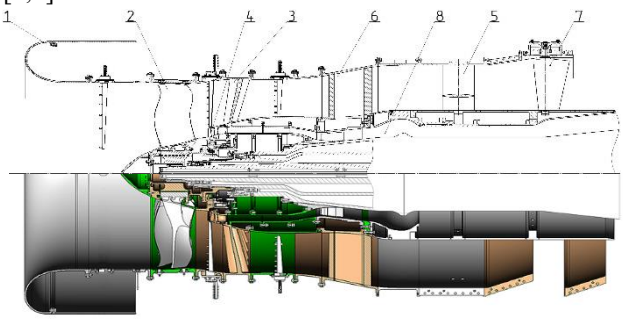


Рис.1 ЭМВ с редукторным приводом

Понижение окружной скорости вращения $U_В$ ниже оптимальной для данного $\pi^*_В$ приводит к увеличению нагрузки, уменьшению запасов устойчивости ΔKy и повышению вероятности флаттера, особенно на дроссельных режимах в земных условиях.

Глубокое интегрирование РСУ с планером для увеличения аэродинамического качества снимает ограничение величины степени двухконтурности из-за размера вентиляторов при увеличении их количества.

Внедряются технологии изготовления пустотелых лопаток и лопаток из полимерных композиционных материалов, ПКМ. Вентиляторы должны быть нечувствительны к неравномерности и пульсациям параметров перед ними.

2 Математическое моделирование

Математическая модель основана на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса записанных в безразмерном виде в цилиндрической системе координат, вращающейся вокруг оси вентилятора. В расчётах применяется двухпараметрическая дифференциальная модель турбулентности «k-ω» со стандартным набором коэффициентов и пристеночными функциями, $y^+<5$.

Система уравнений решается методом установления с использованием неявной монотонной схемы Годунова второго порядка точности по пространственным координатам, и интерфейсов между неподвижными и вращающимися венцами типа «mixing plane».

Нестационарное взаимодействие при изменении относительного положения венцов не учитывается. Для получения стационарных решений поток осредняется по шагу в межвенцовом зазоре на некоторой поверхности с точным сохранением потоков массы импульса и энергии, определяемых с помощью «больших величин» в центрах граней ячеек, что позволяет правильно рассчитать распределения по высоте средних по шагу параметров за предыдущим венцом и перед следующим. Скачки не отражаются от таких поверхностей, а обратные токи, если занимают большую часть межлопаточного канала, в среднем проходят через них.

Методика расчета тонального шума вентиляторов представлена в [2,3].

3 Вентиляторы с фиксированными жестко закреплёнными лопатками

Проведен анализ характеристик безредукторного вентилятора с четырьмя подпорными ступенями, $\pi^*_В$~1.5, $U_{В\,пр}$ ~400м/с, m~8.5, а также прототипа редукторного вентилятора с ультранизкой окружной скоростью вращения ротора и высокой степенью двухконтурности, $\pi^*_В$~1.37, $U_{В\,пр}$ ~315м/с, m~13.5.

Расчёты хорошо согласуются с данными испытаний крупномасштабных моделей $D_В$~700мм в безэховой камере акустического стенда. Проанализированы измерения излучаемого шума.

Рабочие лопатки модели безредукторного вентилятора выполнены цельнометаллическими, редукторного - из ПКМ.

Ступени обеспечивают все основные параметры при высоком уровне КПД и достаточных запасах устойчивости. Исследованы также различные типы надроторных устройств. Испытательный стенд, модели вентиляторов, а также результаты аэродинамических и акустических исследований представлены в публикациях ранее, [3-5].

Проведен расчётный анализ вентиляторов РСУ с фиксированными жёстко закреплёнными лопатками. Рассматривались выносные модули с тремя-четырьмя вентиляторами, приводимыми от одного газогенератора. Выбран механический способ передачи мощности от газогенератора к выносным модулям, как, например, трансмиссия для привода вертолётного винта. С точки зрения возможности размещения электрического привода рационален высокий подъём втулки. Параметры одного из нескольких вариантов следующие: m=22, $\pi^*_В$~1.3, $U_{В\,пр.}$~300м/с [6].

4 Винты и вентиляторы изменяемого шага

Ожидаемые преимущества:

- увеличение ресурса двигателя при регулировании тяги поворотом рабочих лопаток почти без изменения частоты вращения ротора;
- повышение запасов ГДУ на режимах взлёт и посадка без снижения экономичности с понижением посадочной скорости;
- при развороте лопаток на большие углы вокруг вертикальных осей реализуется реверсирование тяги с целью повышения эффективности торможения на пробеге после посадки;
- снимается необходимость регулирования площади сопла за вентилятором и громоздкого реверсивного устройства створчатого типа;
- такой вентилятор применим для перспективных двигателей скоростных вертолетов, т.е. регулируемый вентилятор интегрированной силовой установки (ИСУ), обеспечивающий изменение тяги от нулевой величины на режимах «висения» до максимальных значений в условиях полёта с большой скоростью в узком диапазоне ~3% изменения приведенной частоты вращения.

Проектирование имеет следующие особенности:

- необходима сферическая форма втулки и наружного корпуса над рабочими лопатками, чтобы величины радиальных зазоров не менялись при регулировании;
- необходимы повышенный относительный диаметр втулки и небольшое количество рабочих лопаток для размещения поворотного механизма и осуществления разворота лопаток без цепляния друг друга.
- из-за недостаточной густоты решёток профилей и отсутствия подъёма втулки реализуется повышенное

торможение потока (увеличиваются диффузорность, потери полного давления и вероятность образования отрывов).

Переход к реверсированию тяги ВИШ СВ-27, и СВ-92 осуществляют двумя разными способами. В первом способе в начальный момент поворота лопаток, с их раскрытием тяга вентилятора постоянна при снижении частоты вращения, так как для её поддержания затрачиваемая работа должна быть больше. В окончательном положении лопаток максимальные величины обратной тяги, расхода воздуха в обратном направлении, а также значения $\boldsymbol{\pi}^*_{\text{В}}$ и $\boldsymbol{\eta}^*_{\text{ад.}}$ от выхода ко входу будут выше. При переходе к реверсу вторым способом, путём поворота рабочих лопаток в сторону прикрытия, величина тяги меняется монотонно, но величина обратной тяги в окончательном положении меньше.

Для получения реверсивных характеристик исследована осевая трансзвуковая ступень с переставляемыми рабочими лопатками. $\boldsymbol{D}_{\text{В}} = 366.2$ мм, относительный диаметр втулки $\bar{\boldsymbol{d}}_1=0.5$, $\boldsymbol{U}_{\text{В пр.}}=160$, 200, 240 м/с, количество рабочих лопаток 8 по два комплекта с густотами периферийных решёток $\boldsymbol{b}/\boldsymbol{t}=0.3$ и $\boldsymbol{b}/\boldsymbol{t}=0.4$. Расчётные и экспериментальные данные удовлетворительно согласуются, как при сопоставлении распределений параметров по высоте канала, так и интегральных характеристик [1].

Выполнен анализ работы модели вентилятора РСУ с переставляемыми лопатками $\boldsymbol{D}_{\text{В}}=402$мм, $\bar{\boldsymbol{d}}_1=0.35$, $\boldsymbol{U}_{\text{В пр.}}=330$ м/с, $\boldsymbol{\pi}^*_{\text{В}}=1.4$. Исследованы диапазоны изменения относительной приведенной частоты вращения: $\bar{\boldsymbol{n}}_{\text{пр.}}=0.7$; 0.8; 0.9; 1.0; 1.025, а также изменения угла установки лопаток вентилятора: $\boldsymbol{\vartheta}°=-10$, -5, -2.5, 0, 2.5, 5, 10.

Для расчёта тонального шума выбран режим «снижение, заход на посадку». Окружная скорость вращения для каждого из 7 углов установки $\boldsymbol{\vartheta}_{\text{РК}}= -15°\div 0°$ ($\Delta\boldsymbol{\vartheta}_{\text{РК}}=2.5°$) определялась так, что выдерживались величина расхода воздуха и $\boldsymbol{\pi}^*_{\text{В}}$.

Компоновка вентилятора с переставляемыми рабочими лопатками удовлетворяет конструктивным ограничениям, обеспечивает необходимую статическую и динамическую прочность лопаток.

Проведен анализ экспериментальных характеристик, $\boldsymbol{n}_{\text{пр.}}<0.9$, $\boldsymbol{\vartheta}_{\text{РК}}=0°$ и $\boldsymbol{\vartheta}_{\text{РК}}=-10°$.

Запланированы исследования чувствительности вентилятора к неравномерным распределениям и пульсациям параметров перед ним, см. также [7].

4 Заключение

Представлен метод расчета параметров течений и характеристик высокопроизводительных экономичных малошумных вентиляторов.

В настоящее время недостаточно проработана методика исследований вентиляторов изменяемого шага, особенно на нерасчётных реверсивных режимах.

Выполнен расчётный анализ работы вентилятора распределённой СУ с неподвижными жёстко закреплёнными лопатками, а также изменяемого шага.

Исследованы режимы прямой тяги и два способа её реверсирования. Сопоставлены расчётные и экспериментальные данные.

Проведены расчёты тонального шума вентилятора распределённой СУ. Угол установки лопаток, обеспечивающий максимальный КПД вентилятора может отличаться от угла, при котором реализуется минимальная мощность излучения шума.

Список использованных источников

[1] Mileshin V.I., Orekhov I.K., Pankov S.V., Panin V.A. Computational and Experimental Investigation of Flow in Counter Rotating Propfans Including Reverse Thrust Regimes. *ISABE-2003-1169, 15-International Symposium on Air Breathing Engines, Cleveland, Ohio, USA, Aug.31-Sept.05, 2003*

[2] Brailko I.A., Mileshin V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V. Computational And Experimental Investigation of Unsteady and Acoustic Characteristics of Counter – Rotating Fans. *Proceedings of HT-FED04-56435, 2004 ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference. Charlotte, North Carolina USA, July 11-15, 2004*

[3] Rossikhin A.A., Pankov S.V., Brailko I., Mileshin V. Numerical investigation of high bypass ratio fan tone noise. *ASME Turbo Expo 2014, Düsseldorf, Germany, GT2014-26354, June 16-20, 2014.*

[4] В.Н. Коржнев, В.И. Милешин, С.В. Панков. Расчетно-экспериментальные исследования аэродинамики вентиляторов перспективных ТРДД. *Учёные записки ЦАГИ, №3, Том L,* 2019.

[5] S.V. Pankov, V.N. Korzhnev, V.I. Mileshin, I.K. V.A. Fateev. Computational and experimental studies of model fans for advanced turbofan engines. *ASME TurboExpo, GT2021-59524.*

[6] С.М. Каленский, Т.А. Морзеева, Ю.А. Эзрохи, С.В. Панков. Выбор рациональных параметров распределённой силовой установки в составе дальне магистрального самолёта. *Москва, вестник МАИ, №1, том 29. с.95-108,* 2022.

[7] Kwun Yeung Ma, Cesare A. Hall, Tianhou Wang, Tim S. Williams. Reverse Thrust Aerodynamics of Variable Pitch Fans With Inlet Distortion. *ASME TurboExpo, GT2024-121728*

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОТБОРА ВОЗДУХА ОТ КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ЕГО ХАРАКТЕРИСТИКИ

К.Н. Кикоть, К.С. Федечкин
ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО “ОДК-УМПО”, Москва,

В работе рассматривается регулируемый отбор воздуха от компрессора низкого давления ТРДДФ. С помощью методов численного моделирования рассчитываются характеристики компрессора с различными местами отбора. Производится моделирование нескольких вариантов узла отбора и рассматривается изменение КПД и суммарного расхода для каждого из этих вариантов.

ANALYSES OF AIR BLEED IMPACT ON THE LOW-PRESSURE COMPRESSOR MAP

K.N. Kikot’, K.S. Fedechkin
“A. Lyulka’s Design Bureau” – a branch of PJSC “UEC-UMPO”, Moscow, Russia

The paper considers controlled air bleed from the low-pressure compressor of a turbojet with afterburner. The characteristics of the compressor with different air bleed points are calculated using numerical simulation. Different variants of bleed channels are modelled and efficiency and mass flow changes in each variant are being considered.

1 Введение

Двигатель для самолёта нового поколения должен обеспечивать высокие значения параметров для различны условий полёта. Так, например, на одних режимах требуется высокая тяга и хорошая приёмистость, а на других – экономичность. Для удовлетворения этим требованиям в двигателе применяются различные регулирующие элементы. Двигатели с развитым регулированием, позволяющие производить оптимальную настройку для каждого полётного режима называют адаптивными двигателями [1].

Примером адаптивного двигателя является трёхконтурный двигатель. Третий контур служит для увеличения расхода воздуха на режимах пониженных оборотов и снижения дополнительного сопротивления воздухозаборника. Воздух третьего контура может использоваться для охлаждения самолётных и двигательных агрегатов, а также для создания дополнительной тяги. В статьях [2, 3] рассматривалась возможность отбора воздуха в третий контур для высоконапорного трёхступенчатого компрессора перспективного двигателя. Однако технология третьего контура может быть использована и для модификации уже существующих серийных двигателей.

2 Описание работы

В данной работе рассматривалась возможность введения отбора воздуха для низконапорного компрессора. Расчёт характеристик выполнялся с помощью методов численного моделирования. На первом этапе выбиралось место отбора. Наиболее выгодным по пропускаемому расходу воздуха и КПД оказался отбор за направляющим аппаратом первой ступени.

На втором этапе было смоделировано два вида каналов отбора – щелевой отбор и отбор через канал с разделителем (**Рис. 1**).

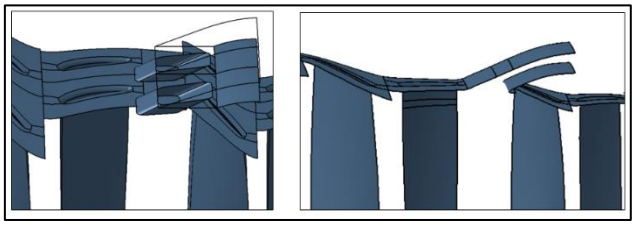


Рис. 1. Щелевой отбор и отбор через канал с разделителем

Расчёт характеристик при одинаковой площади и при одинаковом расходе показал, что больший прирост по КПД обеспечивает канал с разделителем (**Рис. 2**).

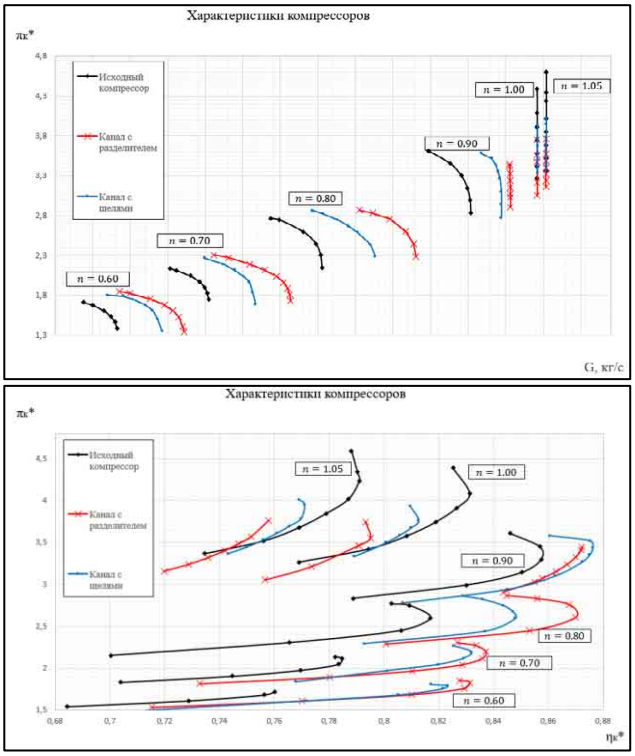


Рис. 2. Характеристики компрессоров с разными вариантами каналов отбора

Щелевой канал обладает повышенным сопротивлением, течение в нём характеризуется большей неравномерностью (**Рис. 3**).

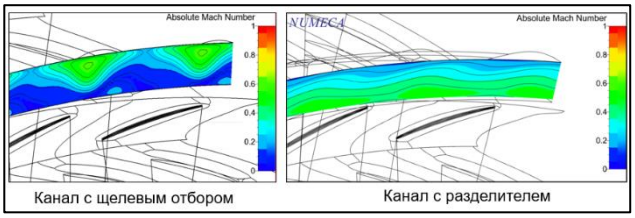


Рис. 3. Поля скоростей на выходе из каналов

При этом на высоких частотах вращения отбор воздуха приводит к снижению КПД и запасов устойчивости. Это говорит о необходимости регулирования отбора в зависимости от режима полёта. Конструктивная реализация регулирования щелевого отбора [3] является более простой по сравнению с каналом с разделителем.

3 Заключение

Таким образом, введение отбора воздуха в низконапорный КНД может способствовать увеличению суммарного расхода воздуха и КПД на режимах пониженных оборотов. При этом необходимо регулирование величины отбираемого воздуха, поскольку при повышенных оборотах наблюдается снижение КПД и запасов устойчивости компрессора.

Список использованных источников

[1] Технология третьего контура в ГТД боевых летательных аппаратов шестого поколения : Труды ЦИАМ №1360 /А.С. Дрыгин, И.С. Кизеев, Ю.А. Эзрохи. – М. : ЦИАМ, 2019. – 76 с. : ил.

[2] Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолёта с независимо управляемым третьим контуром/ Ю.Н. Шмотин, Н.В. Кикоть, Г.В. Кретинин, И.А. Лещенко, К.С, Федечкин// Насосы. Турбины. Системы. – 2016. – №2(19). – С. 40-48.

[3] Некоторые аэродинамические особенности компрессора низкого давления трёхконтурного двигателя / Р.В. Храмин, М.Н. Буров, К.С. Федечкин, Н.В. Кикоть, И.А. Лещенко, Г.В. Кретинин, О.В. Лебедев // Вестник РГАТА имени П.А. Соловьёва. – 2017. - №4(43). – С.27-34.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ НА РАБОТУ ВИНТО-КОЛЬЦЕВОГО ДВИЖИТЕЛЯ НИЗКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

О.В. Маракуева, К.С. Федечкин, М.А. Дербенёв, В.Н. Салатов
ООО «АСТРОНО», Жуковский

Проводится численный анализ аэродинамических характеристик винто-кольцевого движителя (ВКД) низкоскоростного летательного аппарата (ЛА) на режиме взлета-посадки вблизи земли. Рассматривается работа одиночного движителя и пары движителей, соединенных элементом ЛА, на различной высоте. Показано, что в условиях близости земли может происходить срыв работы ВКД, а на соединяющем элементе ЛА возникать существенная подъемная сила под воздействием исходящих от пары ВКД струй.

NUMERICAL STUDY OF THE GROUND EFFECT ON AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A DUCTED FAN FOR A LOW-SPEED AIRCRAFT

O.V. Marakueva, K.S. Fedechkin, M.A. Derbenev, V.N. Salatov
Ltd «ASTRONO», Zhukovsky, Russia

A CFD study of the ground influence on the aerodynamic performance of a ducted fan used for a low-speed aircraft is carried out. Two configurations are considered: the isolated ducted fan and the combination of two ducted fans connected by an aircraft element. It is found that at some low height the ground effects may lead to the ducted fan stall. The jet flows from the couple of ducted fans induce significant lift on the connecting element.

1 Введение

Сегодня в мире большое количество компаний занимается разработкой нового вида городского транспорта – аэротакси с вертикальным взлетом и посадкой. Силовая установка данного типа летательного аппарата должна удовлетворять ряду требований, таких как высокая эффективность, низкая энергозатратность, безопасность и низкий уровень шума. На умеренных скоростях полета воздушный винт не имеет конкурентов по экономичности [1]. Использование винта в комбинации с профилированным кольцом помогает увеличить тягу при одной и той же затраченной мощности, повысить безопасность эксплуатации движителя и снизить шум работы.

Для применения винто-кольцевого движителя в качестве силовой установки аэротакси требуется проведение обширного исследования его работы на различных режимах, в том числе с учетом взаимодействия с окружающими объектами (землей, элементами ЛА, другими движителями и пр.), т.к. возникающие при этом эффекты могут существенно сказаться на его эффективности.

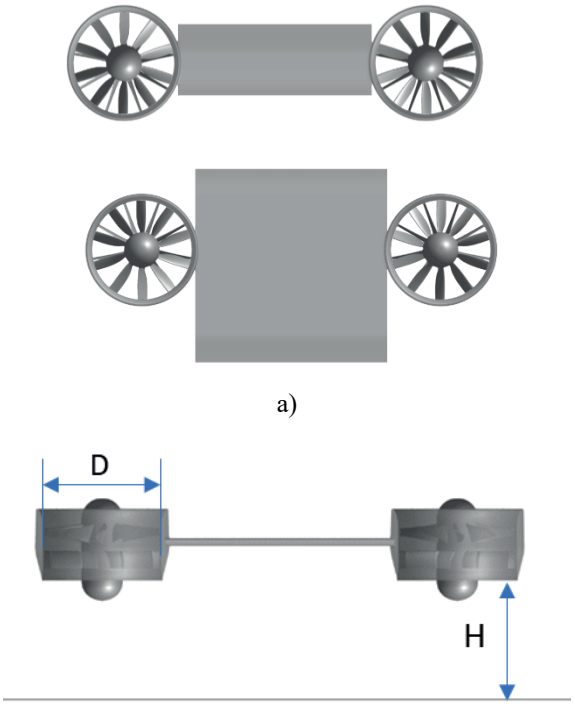
В работе рассматривается влияние близости земли на газодинамические параметры ВКД на режиме взлета/посадки ЛА с помощью численных CFD моделей. Проводится анализ изменения интегральных параметров движителя и характера течения при сближении с землей. По результатам исследования определяется рекомендуемая высота взлетно-посадочных устройств проектируемого ЛА.

4 Объект исследования

Рассматриваемый ВКД разработан совместно со специалистами ЦАГИ, включает 10-ти лопастный вентилятор с 9-ю спрямляющими аппаратами, находящийся в профилированном кольце (рис. 1) и приводимый в движение электродвигателем. Основными преимуществами вентилятора являются высокие удельные параметры (отношение тяги к подводимой мощности), компактность и низкий уровень окружной скорости конца лопатки (100 м/с) [2].

Рис. 1. Геометрическая модель ВКД

Исследуется работа одиночного ВКД вблизи земли и пары ВКД, соединенных элементом ЛА различной площади (рис.2). Варьируется высота расположения движителей над землей H от 0.25 до 2D, где D –диметр диска вентилятора.



а)

б)

Рис. 2. Геометрическая модель пары ВКД

2 Математическая модель

Исследование проводилось с помощью численной модели, разработанной с применением коммерческого ПК Numeca Fine/Open. Построена вычислительная низкорейнольдсовая сетка (рис. 3) объемом до 50 млн узлов: в лопаточной части - блочно-структурированная гексагональная, во внешней области - неструктурированная гибридная (гекса + тетра). Решалась система уравнений RANS методом контрольных объемов в стационарной постановке с использованием центрально-разностной схемы, явного интегрирования по времени и предобуславливателя Merkle. Для замыкания системы уравнений подключалась модель турбулентности Spalart – Allmaras, параметры воздуха описывались уравнением состояния совершенного газа. На границах расчетной области применялось условие дальнего поля с фиксацией статического давления, статической температуры и компонент скорости, твердые стенки – адиабатные. Между внешней областью и рабочими лопастями вентилятора располагался интерфейс замороженного ротора Frozen Rotor для согласования вращающейся и стационарной зон с передачей неравномерности поля, между рабочими и направляющими лопастями - поверхность смешения с неотражающими свойствами Non-Reflecting.

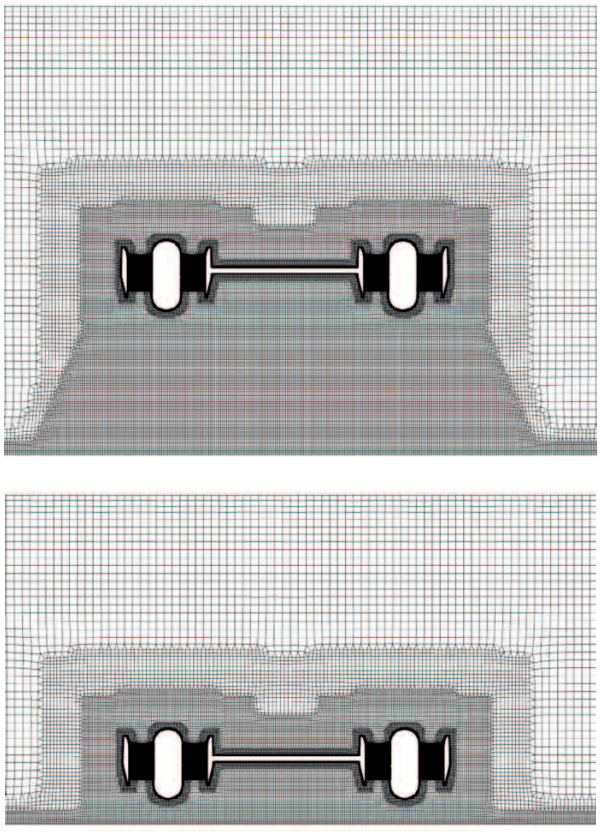


Рис. 3. Вычислительная сетка в плоском сечении вблизи движителей

Предварительно проводилась валидация численной модели одиночного движителя в диапазоне скоростей набегающего потока, частоты вращения и угла атаки. Экспериментальные данные получены в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-103. CFD модель показала хорошую точность предсказания аэродинамических характеристик ВКД на различных режимах.

4 Результаты

В процессе моделирования получены зависимости параметров одиночного ВКД от высоты над землей в процессе взлета/посадки (рис. 4). Показано, что влияние земли не наблюдается на высоте 2D, при дальнейшем снижении происходит рост мощности и общей тяги движителя, а на критической высоте 0.25D все параметры резко снижаются.

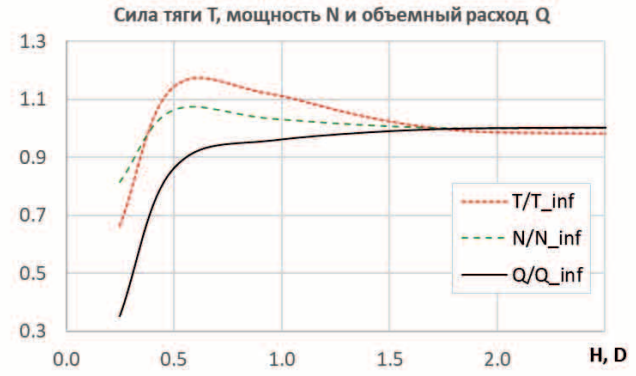


Рис. 4. Изменение параметров ВКД вблизи земли (*inf* – параметры ВКД без влияния земли)

Близость земли приводит к смещению потока к внутренней стенке кольца (рис.5), исходящая струя отклоняется от осевого направления, а вблизи земли образуется обширная застойная зона. Точка торможения на кольце смещается вдоль внешней стенки. На критической высоте 0.25*D* возникает срыв потока в лопаточной части и на кольце.

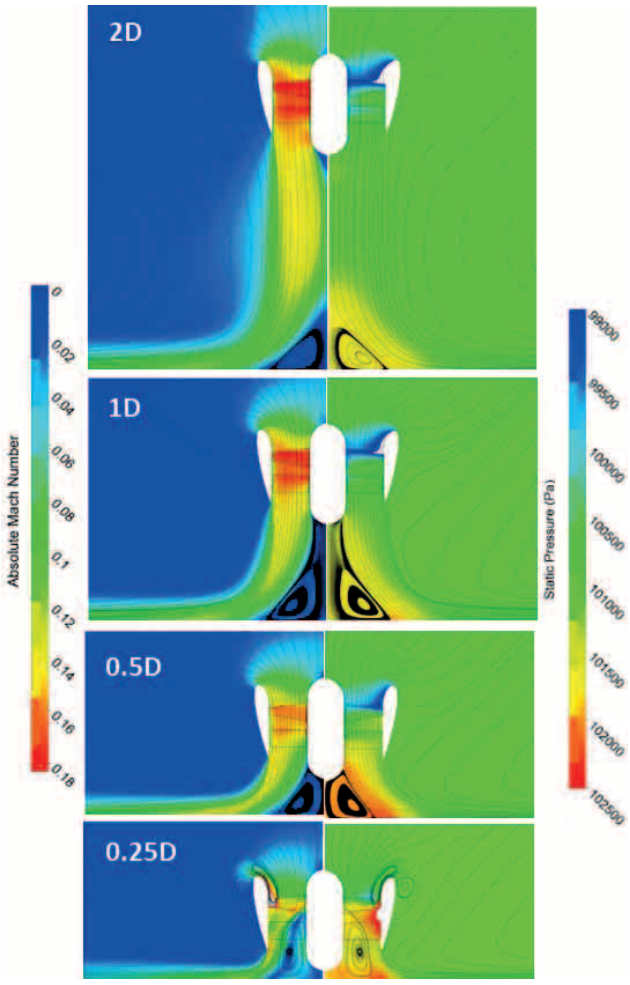


Рис. 5. Распределение скоростей и давления на различных высотах

Тенденции в изменении параметров работы ВКД в паре идентичны одиночному движителю, бессрывной характер работы сохраняется на высоте 0.5*D* (рис.6). Под соединяющим элементом исходящие струи от двух ВКД натекают друг на друга и совместно воздействуют на поверхность. На элементе ЛА максимальной площади подъемная сила достигает 17% от тяги ВКД при $H = 1D$.

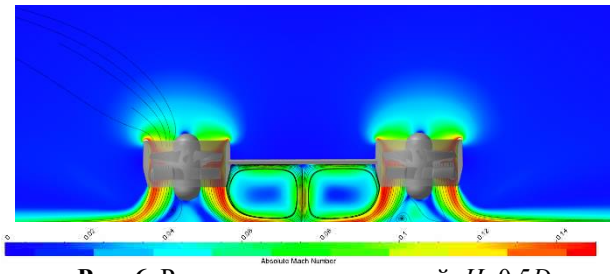


Рис. 6. Распределение скоростей, H=0.5D

5 Заключение

Проведено численное моделирование работы ВКД вблизи земли. Влияние земли проявляется на высоте меньше 2*D* - увеличивается тяга и потребная мощность, срыв работы ВКД наблюдается на высоте 0.25*D*.

При проектировании ЛА, необходимо учитывать влияние близости земли на работу ВКД, минимальная допустимая высота расположения движителей 0.5*D*.

Список использованных источников

[1] Остроухов С. П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. М.: Физматлит, 2014. 328 с.

[2] Федечкин К.С., Салатов В.Н., Дербенев М.А. Разработка вентилятора в кольце для движителя низкоскоростного летательного аппарата//Сб. тезисов международной научно-технической конференции по авиационным двигателям, том 1. (International Conference on Aviation Motors – ICAM 2020, Москва, 18-21 Мая, 2021). С. 446-447.

[3] Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце. М., МАИ, 1996.

[4] Abrego, A., I. and Bulaga, R., W. , “Performance Study of a Ducted Fan System”, AHS Aerodynamics, Aeroacoustic , Test and Evaluation Technical Specialist Meeting, San Francisco, CA, Jan 2002.

[5] Akturk, A. and Camci, C.: Experimental and Computational Assessment of a Ducted-fan Rotor Flow Model, J. Aircraft, 49 (2012), pp. 885–897.

СИСТЕМА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И АНАЛИЗА ТУРБОМАШИН TURBOR&D

Д. В. Ворошнин, Р. А. Загитов, О. В. Маракуева, Н. В. Шуваев
ООО «ИЦЧИссл», Санкт-Петербург,

Приводятся результаты разработки системы проектирования и анализа турбомашин TurboR&D. Рассматривается основной функционал блочно-структурированного автоматического сеточного генератора и 3D газодинамического решателя, входящих в систему. Эффективность разрабатываемого программного продукта подтверждается рядом примеров по моделированию турбомашин различной конфигурации. Полученные результаты сравниваются с экспериментальными данными и результатами коммерческого кода.

TURBOMACHINERY DESIGN AND ANALYSIS SYSTEM TURBOR&D

D. V. Voroshnin, R. A. Zagitov, O. V. Marakueva, N. V. Shuvaev
LLC "Numerical Calculations Russia", St. Petersburg, Russia

The results of the development of the Russian turbomachinery design and analysis system TurboR&D are presented. The functionality of the block-structured automatic grid generator and 3D gas-dynamic solver is considered. The efficiency of the developed software product is confirmed by a few examples of modeling turbomachines of various configurations. The obtained results are compared with experimental data and the results of a commercial code.

1 Введение

Компания ООО "Инженерный Центр Численных Исследований" является одним из лидеров в направлении вычислительной газовой динамики в турбомашиностроении. За время работы компания выполнила более 100 проектов по проектированию, анализу, доводке турбомашин различных классов: от промышленных до авиационных. Компания внедрила в производственный цикл лидеров отечественного турбомашиностроения современные системы проектирования и анализа (NUMECA, ConceptsNREC, ThermoGTE и др.). Основываясь на богатом опыте работы, компания начала разработку системы специализированного программного обеспечения CAE для турбомашиностроения в рамках импортозамещения: профилятора 3D геометрии лопаточных машин, автоматизированного генератора блочно-структурированных расчётных сеток для турбомашин, 3D газодинамического решателя.

2 Генератор расчётных сеток TRD.Mesher

Сеточный генератор TRD.Mesher позволяет строить блочно-структурированные гексагональные сетки высокого качества в проточной части лопаточных машин в автоматическом режиме с учетом радиальных зазоров, галтелей сложной формы и притрактовых полостей.

Основная идея используемого для оптимизации расчётной сетки вариационного метода [1, 2] заключается в выборе некоторых целевых форм и размеров для каждой ячейки и последующей оптимизации расчетной сетки таким образом, чтобы формы и размеры ячеек расчетной сетки приближались к целевым. В качестве целевых форм используются прямоугольные параллелепипеды. Целевые размеры выбираются с учетом кривизны границ расчётной области и заданных сгущений расчетной сетки вблизи твердых стенок. В качестве методов оптимизации используются метод Ньютона-Рафсона и градиентные методы.

Вторым ключевым моментом при разработке ПК TurboR&D.Mesher была разработка алгоритмов автоматического определения топологии расчетной сетки. Используемый сеточный шаблон позволяет перейти от задачи построения трёхмерной топологии к последовательному построению нескольких двумерных топологий. Для построения двумерных топологий реализовано два алгоритма. Первый основан на использовании срединной оси расчетной области (medial axis set) [3]. Алгоритм обладает достаточной универсальностью относительно сложности геометрических границ расчётной области и применяется для моделирования различных притрактовых полостей. Второй алгоритм разработан для построения топологии расчетной сетки непосредственно в межлопаточном канале и аналогичен методу продвигающегося фронта для генерации неструктурированных расчетных сеток. При этом строится единая двумерная топология с

учётом нескольких различных геометрических сечений по высоте лопатки.

На Рис. 1 представлена сетка, построенная для сильно закрученной рабочей лопатки паровой турбины в трёх сечениях по высоте.

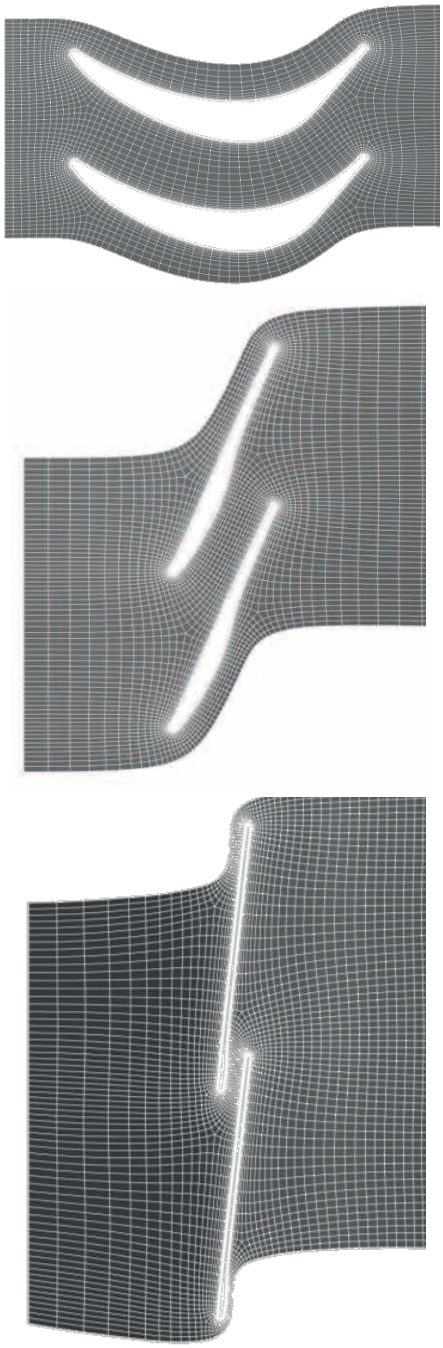


Рис. 1. Сетка сильно закрученной рабочей лопатки паровой турбины

3 3D газодинамический решатель TRD.Solver

В качестве 3D газодинамического решателя TRD.Solver используется научно-исследовательский комплекс NOISEtte [4-5], разработанный в секторе вычислительной аэроакустики Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. В первую очередь данный комплекс предназначен для крупномасштабных суперкомпьютерных расчетов широкого спектра газодинамических и аэроакустических задач, однако в настоящее время проводится его адаптация под решение задач моделирования течений в турбомашинах.

Программный комплекс включает в себя численные методики решения систем уравнений Эйлера и Навье–Стокса для сжимаемого газа на неструктурированных гибридных сетках, а также численную реализацию моделей, построенных на основе системы уравнений Эйлера и используемых в вычислительной аэроакустике. Для расчета турбулентных течений в комплексе программ предусмотрены современные методы моделирования турбулентности — RANS (Reynolds-Averaged Navier–Stokes) с замыканием различными моделями турбулентности (Спаларта–Аллмараса, k-ω SST Ментера, k-ε и др.), LES (Large Eddy Simulation), DES (Detached Eddy Simulation), DDES (Delayed Detached Eddy Simulation) и IDDES (Improved Delayed Detached Eddy Simulation). Для пространственной дискретизации применяется вершинно-центрированный конечно-объёмный численный метод, основанный на использовании оригинальной EBR (Edge-Based Reconstruction) схемы [6], повышенная точность которой обеспечивается за счет использования квазиодномерных реберно-ориентированных реконструкций потоковых переменных. Для интегрирования по времени используются различные явные и неявные схемы, в том числе метод Рунге–Кутта четвертого порядка и неявная схема второго порядка на основе линеаризации по Ньютону. Двухуровневое распараллеливание MPI+OpenMP и инфраструктура для работы с большими неструктурированными сетками дает возможность задействовать для одного расчета несколько десятков тысяч процессорных ядер и использовать сетки с числом элементов более миллиарда. Необходимость применения сложной параллельной модели обусловлена особенностями современной архитектуры суперкомпьютеров с многоядерными вычислительными модулями.

Для возможности моделирования стационарных течений в турбомашинах в NOISEtte реализован алгоритм поверхности смешения (Mixing Plane) [7], в рамках которого подразумевается отсутствие окружной неравномерности на интерфейсе, а согласование решений между ротором и статором проводится по радиальным распределениям. Реализованный алгоритм обеспечивает консервативность и обладает слабо отражающими свойствами. Нестационарные задачи могут

рассматриваться с помощью внедренного интерфейса Sliding Mesh.

Ниже приводятся результаты моделирования различных турбомашин с использованием NOISEtte и их сравнение с коммерческим кодом NUMECA Fine/Turbo. В обоих решателях использовалась одинаковая низкорейнольдсовая вычислительная сетка, модель турбулентности SST, одинаковые граничные условия. В таблице 1 и на Рис.2 приведено сравнение интегральных данных, полученных в NUMECA Fine/Turbo и NOISEtte. Как видно, во всех задачах наблюдается хорошее соответствие по всем параметрам.

Таблица 1

Интегральные результаты

Ступень высоко реактивной турбины			
	G, кг/с	π*	η*, %
NUMECA	4.2	3.94	89.9
NOISEtte	4.2	3.94	90.0
Ступень осевого компрессора			
	G, кг/с	π*	η*, %
NUMECA	11.74	1.25	91.36
NOISEtte	11.6	1.25	91.67
1-ступенчатый центробежный компрессор			
	G, кг/с	π*	η*, %
NUMECA	0.510	3.36	85.46
NOISEtte	0.501	3.38	85.53

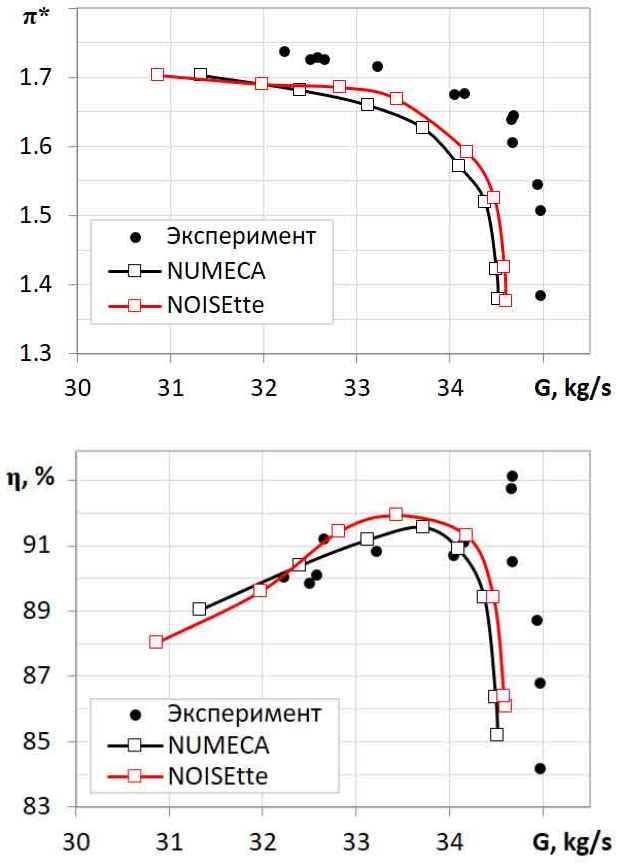


Рис. 2. Напорная характеристика Ротора 67 [8]

3 Заключение

В работе представлены результаты разработки сеточного генератора и адаптации 3D газодинамического решателя под использование в промышленности в рамках создания отечественной системы проектирования и анализа турбомашин TurboR&D. Результаты тестирования обоих модулей в сравнении с коммерческими аналогами, присутствующими на рынке, положительные.

Список использованных источников

[1] B. N. Azarenok. A variational hexahedral grid generator with control metric. J. Comput. Phys., v.218, 2006, pp.720-747.

[2] S. A. Ivanenko. Harmonic mappings in: Thompson J.F., Soni B.K., Weatherill N.P. (Eds) Handbook of Grid Generation. CRC Press, Boca Raton, F1, 1999 (Chapter 8).

[3] H. J. Fogg, C. G. Armstrong, T. T. Robinson. Enhanced medial-axis-based block-structured meshing in 2-D. Computer-Aided Design, 2016, 72, 87-101.

[4] И. В. Абалакин, П. А. Бахвалов, А. В. Горобец, А. П. Дубень, Т. К. Козубская. Параллельный программный комплекс NOISETTE для крупномасштабных расчетов задач аэродинамики и аэроакустики // Вычислительные методы и программирование, т.13 (2012), стр. 110–125.

[5] A. V. Gorobets. Parallel algorithm of the NOISEtte code for CFD and CAA simulations // Lobachevskii Journal of Mathematics, 2018, 39(4) pp 524–532.

[6] P. A. Bakhvalov, I. V. Abalakin, T. K. Kozubskaya. Edge-based reconstruction schemes for unstructured tetrahedral meshes // Int. J. Numer. Methods Fluids, 2016, 81(6) pp 331–356.

[7] J. Denton, U. Singh: Time Marching Methods for Turbomachinery Flow Calculations. von Karman Institute Lecture Series 1979-7 (1979). https://doi.org/10.1115/1.3227444

[8] A. J. Strazisar, J. R. Wood, M. D. Hathaway, K. L. Suder. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor // National Aeronautics and Administration, Langley research center. Hampton. Virginia. NASA. TP-2879. 1989. 214 p

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КНД

О.В. Маракуева, Д.В. Ворошнин
ООО «Инженерный Центр Численных Исследований», Санкт-Петербург,
ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург

В работе приводится численная оценка влияния числа Рейнольдса на характеристики компрессора низкого давления. Рассмотрена работа компрессора на режиме 90% при стандартной атмосфере на входе и в высотных условиях с уменьшением числа Рейнольдса в 6 раз. Выявлено сильное влияние условий работы на эффективность компрессора: уменьшение расхода, КПД и отношения полных давлений. При низких числах Рейнольдса наблюдается ламинарный пограничный слой во входном направляющем аппарате и на начальном участке первой рабочей лопатки.

EFFECT OF REYNOLDS NUMBER ON PERFORMANCE OF A LOW PRESSURE COMPRESSOR

O.V. Marakueva, D.V. Voroshnin
LLC «Numerical Calculations Russia», St. Petersburg, Russia
LLC «NUMECA», St. Petersburg, Russia

A numerical study of Reynolds number effect on a low pressure compressor (LPC) performance is conducted. The LPC is analyzed at the rotational speed 90% in ground level and high-altitude operating conditions with a decrease of Reynolds number in six times. A strong influence of operating conditions on the compressor efficiency is observed: a decrease in mass flow rate, efficiency and total pressure ratio. At low Reynolds number the boundary layer at the inlet guide vanes and at the inlet part of the first rotor blade is laminar.

1 Введение

Сильное разрежение воздуха при полете на больших высотах приводит к значительному понижению чисел Рейнольдса. Как следствие, меняются параметры работы компрессора из-за увеличения толщины пограничного слоя (ПС), возникновения зон с ламинарным ПС и ламинарно-турбулентным переходом (ЛТП).

При достаточно малых числах Рейнольдса возникает вероятность отрыва ламинарного пограничного слоя, что сопровождается снижением расхода, КПД и запаса газодинамической устойчивости.

Поэтому изучение влияния числа Рейнольдса на эффективность работы компрессоров двигателей является актуальной и важной задачей для повышения точности прогнозирования их реальных параметров.

В работе приводится численная оценка изменения интегральных характеристик компрессора низкого давления (КНД) с применением CFD моделирования при переходе от стандартных к высотным условиям.

2 Постановка задачи

Рассматривается работа трехступенчатого осевого КНД с регулируемым входным направляющим аппаратом (ВНА) на режиме с приведенной частотой вращения n = 0.9 (число Маха на периферии Mu = 1.34) в стандартных условиях и условиях полета.

CFD моделирование проводится с применением ПК NUMECA Fine/Turbo v. 17.1 и Turbo.Research&Design (TRD) на низкорейнольдсовой структурированной гексагональной сетке объемом 10 млн ячеек. Учитывается один межлопаточный канал в каждом венце с применением периодических граничных условий. Рассматривается стационарная постановка RANS с подключением модели турбулентности SST и SST γ-Re_θ в полетных условиях для учета ламинарно-турбулентного перехода. Согласование решения на границе венцов проводится с помощью интерфейса Mixing Plane. Стенки принимаются адиабатными, гидродинамически гладкими.

Стандартным условиям соответствуют параметры на входе P* = 101325 Па, T* = 288, 16 K,

полетным условиям - P* = 14185 Па, T* = 244 К. Число Рейнольдса уменьшается в 6 раз.

2 Результаты моделирования

CFD моделирование показало сильное влияние числа Рейнольдса на интегральные параметры, при рассмотрении полетных условий происходит сдвиг характеристики в область меньших расходов на 2.8%, уменьшение КПД на 3.2% и π^* на 3.8%.

В течении при пониженных числах Рейнольдса заметно увеличение толщины ПС и следов от лопаток. В ВНА турбулизация ПС происходит только на спинке на расстоянии 80% хорды, в РК1 ламинарный ПС занимает участок, равный 35% хорды. Средний коэффициент вязкого трения C_f РК1 увеличился на 16%.

Моделирование течения в полетных условиях в полностью турбулентной постановке с помощью модели SST показывает еще больший сдвиг интегральных характеристик КНД относительно стандартных условий на входе. Т.к. не предсказывает участки с ламинарным ПС на лопатках, средний коэффициент трения C_f РК1 увеличивается до 24% относительно стандартных условий.

3 Заключение

С помощью CFD моделирования показано сильное влияние уменьшения числа Рейнольдса при переходе от стандартных к полетным условиям, что необходимо учитывать в процессе проектирования.

Также стоит отметить, что для более точной оценки эффективности работы компрессора в высотных условиях необходимо использование моделей турбулентности, учитывающих ламинарно-турбулентный переход.

Список использованных источников

[1] O.V. Marakueva, A.P. Duben. Accuracy of flow simulation in a low-pressure turbine using a laminar-turbulent transition model // St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Physics and Mathematics. 16 (1.1) (2023) 243–249.

[2] Duben, A., Gorobets, A., Soukov, S., Marakueva, O., Shuvaev, N., Zagitov, R. (2022). Su-percomputer Simulations of Turbomachinery Problems with Higher Accuracy on Unstructured Mesh-es. In: Voevodin, V., Sobolev, S., Yakobovskiy, M., Shagaliev, R. (eds) Supercomputing. RuSCDays 2022. Lecture Notes in Computer Science, vol 13708. Springer, Cham.

[3] Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров Текст. / Н. Кампсти.- М.: Мир, перевод под ред. Ф. Ш. Гельмедова, 2000.

[4] C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Elsevier, 2007.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАПАСОВ УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ В СОСТАВЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА И ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ МЕТОДОМ ВДУВА СЖАТОГО ВОЗДУХА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ

Б.М. Клинский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

На примере испытаний экспериментального газогенератора и турбореактивного двухконтурного двигателя в термобарокамере высотного стенда показана эффективность метода вдува сжатого воздуха в камеру сгорания для определения запаса устойчивой работы осевого многоступенчатого компрессора высокого давления в рабочем диапазоне режимов по приведенной частоте вращения ротора компрессора.

.

INVESTIGATION OF THE STOCK OF STABLE OPERATION OF A HIGH-PRESSURE COMPRESSOR AS PART OF A GAS GENERATOR AND A TURBOJET TWO-CIRCUIT ENGINE BY INJECTING COMPRESSED AIR INTO THE COMBUSTION CHAMBER

B.M. Klinskiy
CIAM, Moscow, Russia

Using the example of tests of an experimental gas generator and a turbfan dual-circuit engine in a thermal vacuum chamber of a high-altitude stand, the effectiveness of the method of injecting compressed air into the combustion chamber to determine the margin of stable operation of an axial multi-stage high-pressure compressor in the operating range of modes according to the reduced rotational speed of the compressor rotor is shown.

1 Введение

Запас устойчивой работы компрессора экспериментальным путем определяют на специальных узловых стендах или при испытаниях непосредственно на авиационном газотурбинном двигателе (ГТД) [1,2], в том числе в составе экспериментального газогенератора (ЭГГ) [3]. При этом область характеристики компрессора, исследуемая при испытаниях двигателя, например, с регулируемым реактивным соплом как на открытом стенде, так и на стенде с подогревом воздуха на входе в ряде случаев может быть ограничена по сравнению с испытаниями на узловом компрессорном стенде [1].

При испытаниях ГТД в термобарокамере (ТБК) [2,3] высотного стенда применяются различные методы воздействия для смещения рабочей точки по напорной ветке на характеристике компрессора в сторону границы газодинамической устойчивости (ГДУ) компрессора, в том числе:

- вдув сжатого воздуха в камеру сгорания (КС) двигателя от стендового технологического компрессора;
- повышение противодавления в ТБК $P_{ТБК}$ вблизи газовой струи из реактивного сопла ГТД выше давления на входе $P^*_{ВХ}$ в двигатель ($P_{ТБК}/P^*_{ВХ}>1$);
- заброс (кратковременная подача строго определенного избытка расхода в заданное время) топлива в основную камеру сгорания двигателя.

Для этой цели может также применяться специальное оборудование в проточной части двигателя с целью воздействия на смещение линии рабочих режимов (ЛРР): уменьшение площади минимального сечения соплового аппарата турбины высокого давления, уменьшение площади критического сечения выходного реактивного сопла и др.

В ряде случаев в ТБК проводят испытания ГТД при отрицательных температурах ($T^*_{ВХ}<273К$) потока воздуха, подаваемого в двигатель, что может позволить определить границу устойчивой работы компрессора во всем необходимом диапазоне изменения приведенной частоты вращения ротора без превышения предельной величины температуры газа перед турбиной $T^*_г$ двигателя.

Определение запаса устойчивой работы компрессора включает измерение аэродинамических параметров компрессора как по линии рабочих режимов (ЛРР), так и на границе газодинамической устойчивости при постоянной приведенной частоте вращения ротора компрессора, а в многовальных схемах ГТД – также при постоянной величине скольжения роторов. Признаками потери ГДУ компрессора являются низкочастотные расходные колебания большой амплитуды полного давления на входе $P^*_{ВХ}$ и на выходе $P^*_К$ из компрессора [4] и

повышение при этом температуры торможения перед входом в компрессор, резкое увеличение температуры газа перед турбиной, колебания частоты вращения ротора, выработка сигнала от системы защиты от помпажа при ее установке и др.

Применение метода вдува сжатого воздуха в КС двигателя от стендового компрессора приводит к увеличению сопротивления сети за компрессором [3], к увеличению массового расхода газа через турбину газогенератора по сравнению с расходом воздуха на входе в компрессор газогенератора и к увеличению подводимой мощности турбины, вследствие чего на основе уравнения баланса работы компрессора и турбины газогенератора потребная температура газа перед турбиной $T^*_Г$ при n=const уменьшается несмотря на уменьшение степени подогрева $T^*_Г/T^*_К$, а из уравнения баланса массовых расходов на входе в компрессор и в сопловой аппарат турбины газогенератора при постоянной пропускной способности турбины вытекает необходимость значительно большего относительного увеличения степени повышения давления в компрессоре $\pi^*к$ и перемещение рабочей точки на характеристике компрессора при $n_{пр}$=const к границе газодинамической устойчивости.

Компрессор высокого давления (КВД) в составе ТРДД является фактически изолированным [5-6], поскольку при изменении площади сопла газогенератора или канала наружного контура ТРДД рабочая точка на характеристике КВД перемещается по линии рабочих режимов. Поэтому для обеспечения смещения рабочей точки по напорной ветке КВД до границы устойчивой работы в настоящей работе был использован метод вдува сжатого воздуха в камеру сгорания от стендового источника [3].

Метод вдува сжатого воздуха от стендового источника в камеру сгорания применительно к газогенератору и к ТРДД имеет отличие, заключающиеся в том, что при испытаниях экспериментального газогенератора, включающего в свой состав КВД, расход воздуха через компрессор определяется с помощью метода «площадь-скорость» за счет применения стендового расходомерного коллектора [3], установленного во входном лемнискатном насадке. При испытаниях ТРДД расход воздуха через КВД определяется путем решения системы нелинейных уравнений подвода тепла в камеру сгорания с учетом энергии вдуваемого в камеру сгорания сжатого воздуха и уравнения расхода через сопловой аппарат турбины высокого давления с учетом массового расхода вдуваемого в камеру сгорания сжатого воздуха.

В настоящей статье изложены некоторые результаты определения запаса устойчивой работы осевого КВД как в составе экспериментального газогенератора, так и в составе ТРДД. Испытания КВД в составе газогенератора выполнялись с «гладким» входом в условиях, близких к стандартным.

Исследования КВД в составе ТРДД проводились при:

- изменении перед входом в двигатель величины полного давления $P^*_{вх}$ от 78,5 кПа до 24,5 кПа для выявления влияния изменения условного числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики и на запасы устойчивой работы КВД;
- имитации перед входом в ТРДД с помощью проволочной сетки, которая была установлена в входном присоединенном трубопроводе, величины неоднородности потока $W=\Delta\sigma_o + \bar{\varepsilon}$ [2, 6], представляющей суммарную композицию окружной неравномерности полного давления $\Delta\sigma_o$ и интенсивности пульсаций полного давления $\bar{\varepsilon}$.

2 Краткий анализ результатов определения запасов устойчивости компрессора высокого давления в составе газогенератора и ТРДД

На рис.1 показана характеристика компрессора как зависимость степени повышения давления компрессора $\pi^*_К = P^*_К / P^*_{ВХ}$ экспериментального газогенератора от приведенного расхода воздуха $G_{В.ПР}$ с тремя напорными ветками, соответствующими приведенным частотам вращения ротора КВД $n_{ПР}$=85, 90 и 95% , полученными методом вдува сжатого воздуха в камеру сгорания газогенератора.

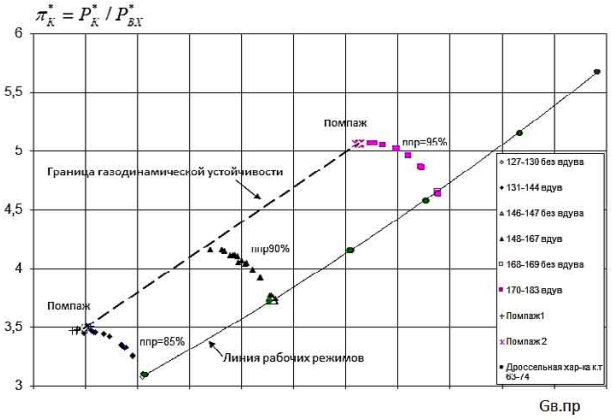


Рис. 1. Зависимость степени повышения давления компрессора высокого давления $\pi^*_К$ газогенератора от приведенного расхода воздуха $G_{В.ПР}$ с 3-мя напорными ветками при $n_{ПР}$=85, 90 и 95% ,

Полученная характеристика (см. рис.1) позволяет определить величину располагаемого запаса устойчивой работы компрессора, выраженную в %, в зависимости от приведенной частоты вращения ротора компрессора $n_{ПР}$ [1-3, 6]:

$$\delta K_y = \left[\left(\pi_K^* / G_{B.ПР}\right)_{ГР.} / \left(\pi_K^* / G_{B.ПР}\right)_{ЛРР} - 1\right] \cdot 100, \%$$

где $\left(\pi_K^* / G_{B.ПР}\right)_{ГР.}$ и $\left(\pi_K^* / G_{B.ПР}\right)_{ЛРР}$ - параметры, измеренные соответственно в момент нарушения газодинамической устойчивости компрессора и на исходной линии рабочих режимов при $n_{ПР} = const$.

Преимуществом рассмотренного выше метода получения напорных характеристик компрессора по сравнению с другими известными помимо высокой точности определения параметров характеристики компрессора является также существенное уменьшение величины температуры газов за турбиной газогенератора T_T^* до (100…120)^{0}С (см. рис.2) на режиме $n_{ПР} = const$ при увеличении подачи сжатого воздуха в камеру сгорания до границы устойчивой работы КВД по сравнению с исходной номинальной дроссельной характеристикой без вдува сжатого воздуха в КС.

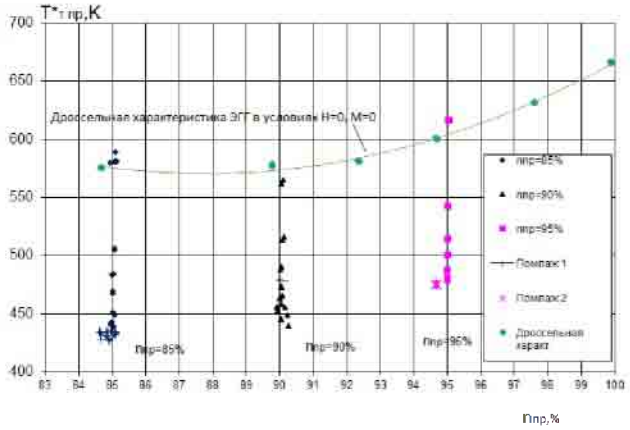


Рис.2. Изменение приведенной величины температуры газа за турбиной высокого давления $T_{T.ДР}^*$ газогенератора при $n_{ТР}$=85, 90 и 95% на режиме вдува сжатого воздуха в камеру сгорания до границы устойчивой работы компрессора

Экспериментальная характеристика КВД в составе ТРДД, определенная методом вдува сжатого воздуха в камеру сгорания двигателя, представлена на рис.3. На рисунке нанесены контрольные точки, измеренные на линиях рабочих режимов двигателя и на границе устойчивой работы компрессора как при изменении полного давления на входе в ТРДД от 78,5 до 24,5 кПа, так и при установке перед входом в двигатель специальной проволочной сетки, имитирующей требуемую величину неоднородности потока $W_{вх}$ при P^*_{00}=78,5 кПа.

Из рассмотрения рис.3 следует, что при уменьшении величины полного давления $P^*_{вх}$ от 78,5 кПа до 24,5 кПа происходит уменьшение располагаемых запасов устойчивой работы исследованного КВД до 6% за счет смещения навстречу друг другу линии рабочих режимов и границы устойчивых режимов компрессора. При увеличении величины неоднородности потока на входе до $W_{вх}$=4% при $P^*_{вх}$=78,5 кПа располагаемые запасы устойчивой работы КВД в составе ТРДД дополнительно уменьшаются примерно на 4%.

Величина приведенной частоты вращения ротора КВД $\bar{n}_{вд.пр}$, соответствующая «нижнему» срыву в компрессоре высокого давления в ТРДД, увеличивается на +6,7% при уменьшении полного давления $P^*_{вх}$ от 78,5 до 24,5 кПа и возрастает на 1,86% при установке сетки перед входом в двигатель.

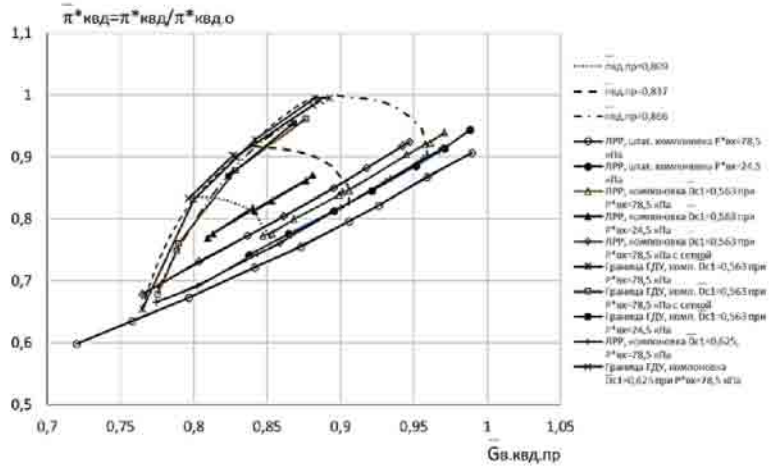


Рис. 3. Характеристика компрессора высокого давления в составе ТРДД и влияния на нее изменения полного давления $P^*_{вх}$ (условного числа Re) и неоднородности потока в штатной компоновке выхлопного устройства и с раздельными соплами ($\pi^*_{квд.о}$=$\pi^*_{квд.макс}$ - на границе устойчивой работы КВД)

первых ступеней с постоянной величиной относительного отбора воздуха от промежуточной ступени в составе экспериментального газогенератора, установленного в термобарокамере по схеме с присоединенным трубопроводом на входе, с помощью метода вдува сжатого воздуха в камеру сгорания газогенератора от стендового компрессора, позволившие:

- обеспечить определение запаса устойчивой работы КВД до границы устойчивой работы в рабочем диапазоне режимов компрессора на установившихся режимах работы ЭГГ с сохранением устойчивой работы КС без срыва и виброгорения при «бедной» топливо-воздушной смеси в камере сгорания по коэффициенту избытка воздуха α на 30…35 и более процентов на границе газодинамической устойчивости компрессора;

- повысить безопасность испытаний и сохранность материальной части ЭГГ за счет понижения температуры газа в турбине высокого давления и за турбиной T_T^* до (100…120)^{0}С на границе газодинамической устойчивости КВД по сравнению с значениями, измеренными на номинальной линии рабочих режимов без вдува сжатого воздуха в КС, а также за счет применения противопомпажной системы для немедленного останова газогенератора после помпажа компрессора посредством прекращения подачи топлива в камеру сгорания и отсечки подачи сжатого воздуха в камеру сгорания ЭГГ.

2. На основе экспериментальных исследований влияния эксплуатационных факторов – полного давления $P^*_{вх}$ (условного числа Рейнольдса) и входной неоднородности потока $W_{вх}$ на характеристики и запасы устойчивой работы компрессора высокого давления в составе ТРДД в компоновке с раздельными соплами (газогенератора и канала наружного контура двигателя) методом вдува сжатого воздуха в основную камеру сгорания двигателя установлено, что уменьшение в 3,2 раза полного давления на входе в двигатель $P^*_{вх}$ от 78,5 до 24,5 кПа привело к уменьшению относительной величины коэффициента режима на границе устойчивой работы компрессора высокого давления ($\delta K_{р.гр}$) и к увеличению относительной величины коэффициента режима ($\delta K_{р.лрр}$) на линии рабочих режимов компрессора высокого давления, то есть к уменьшению располагаемого запаса устойчивой работы КВД до

$\Delta K_{у.квд} = - (\delta K_{р.лрр} - \delta K_{р.гр}) = - (7…7{,}7)\%$.

При эксплуатации ТРДД располагаемый запас устойчивой работы его КВД с учетом суммарного влияния уменьшения полного давления $P^*_{вх}$ от 78,5 до 24,5 кПа и величины неоднородности потока на входе в ТРДД $W_{вх}\approx 4\%$ может уменьшиться до

$$\Delta K_{У.КВД} = -\left(\delta K_{Р.ЛРР} - \delta K_{Р.ГР.} - \alpha^*_{КВД} \cdot W_{ВХ}\right) \approx -(12...12,7)\%,$$

где $\alpha^*_{КВД} = \dfrac{\delta\left(\dfrac{\pi^*_{КВД}}{G_{В.КВД.ПР}}\right)_{ГР}}{W_{ВХ}}$

Величина приведенной частоты вращения ротора КВД $\bar{n}_{вд.пр}$, соответствующая «нижнему» срыву в компрессоре высокого давления в ТРДД, увеличивается до +6,7% при уменьшении полного давления $P^*_{вх}$ от 78,5 до 24,5 кПа и на +1,86% при установке сетки перед входом в двигатель.

То есть, влияние уменьшения полного давления и неоднородности потока на входе в ТРДД может в условиях эксплуатации в составе силовой установки заметно повлиять как на уменьшение запаса устойчивой работы компрессора высокого давления испытанного двигателя, так и ограничить область регулирования двигателя из-за увеличения приведенной частоты вращения ротора КВД, соответствующей «нижнему» срыву компрессора.

Список использованных источников

[1] *Холщевников К.В.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин. - М.: Машиностроение, 1970. С. 415-421, С.449-456.

[2] *Гельмедов Ф.Ш., Краснов С.Е., Семерняк Л.И.* Проблемы обеспечения газодинамической устойчивости ГТД сложных схем в реальных условиях эксплуатации. В кн. ЦИАМ 1980-2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей. Том 2. //под. ред. В.А. Скибина и В.И Солонина. М.: Машиностроение. 2000. С.169-188.

[3] *Клинский Б.М.* Совершенствование методов экспериментального определения запаса устойчивой работы и поджатия 1-й ступени осевого компрессора в составе газогенератора//Вестник Московского авиационного института. 2024. Т.31. №2. С. 95-107.

[4] *Казанджан П.К., Емин О.Н., Митрохин В.Т.* Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. - М.: Транспорт, 2002. – 288 с.

[5] *Клячкин А.П.* Теория воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение. 1969. С. 361-363.

[6] *Сосунов В.А., Чепкин В.М. (ред.).* Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. - М.: МАИ. 2003. С.128-142.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ КНД 3-Х КОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

М.В. Кузьмин, К.С. Федечкин, Г.В. Кретинин, А. А. Мишуков, Б.В. Кароник
ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО “ОДК-УМПО”, Москва

В настоящее время в разных странах ведутся работы по созданию двигателя изменяемого процесса, для снижения расхода топлива и улучшения характеристик силовой установки для сверхзвуковых многорежимных самолетов. Перспективный двигатель будет лучше адаптирован к полетам в широком диапазоне высот и скоростей, а также будет потреблять меньше топлива, чем аналогичные существующие двигатели. Одним из новых элементов такого двигателя является третий контур классического ТРДДФ, образованный отбором воздуха за первой ступенью КНД. В работе представлены некоторые результаты расчетных и экспериментальных исследований ТРДДФ с отбором воздуха за первой ступенью КНД.

AERODYNAMIC FEATURES OF THE LOW-PRESSURE COMPRESSOR OPERATION FOR THE THREE-STREAM ENGINE

M.V. Kuzmin, K.S. Fedechkin, G.V. Kretinin, A.A. Mishukov, B.V. Karonik
EDB named after A. Lyulka – branch of JSC «UEC-UMPO», Moscow

Currently, different countries are working on the development of a variable cycle engine to reduce fuel consumption and improve the performance characteristics of power units for supersonic multirole aircraft. The promising engine will be better adapted for flights over a wide range of altitudes and speeds, consuming less fuel than comparable existing engines. One of the new elements of such an engine is the third stream of a classical turbojet with afterburner, formed by extracting air after the first stage of the compressor. This paper presents some results of computational and experimental studies on the engine with air extraction after the first stage of the compressor.

1 Введение

В связи с необходимостью формирования научно-технического задела приобрела актуальность задача исследования характеристик трехконтурного двигателя с целью определения области улучшения параметров классического ТРДДФ. Одним из принципиально новых элементов такого двигателя является компрессор низкого давления (КНД), в котором предусматривается отбор воздуха в 3-й контур после первой ступени трехступенчатого вентилятора [1, 2]. В процессе проведенных исследований рассматривались различные места и конструктивные схемы отбора воздуха в 3-й контур, а также способы его дросселирования.

2 Описание работы

В рамках данной работы проведено детальное исследование работы КНД с учетом взаимодействия его с каналом 3-го контура и раздельным дросселированием компрессора по основному и 3-му контуру. Для этого необходимо было получить расчетные трехпараметрические характеристики вентилятора, позволяющие осуществлять корректное моделирование работы 3-х контурного двигателя.

Основная идея расчета таких характеристик заключается в определении зависимости основных параметров компрессора (степени повышения давления, КПД и приведенного расхода воздуха, осредненных по первому и второму контурам) от приведенной частоты вращения и двух произвольных параметров, определяющих степень дросселирования по каждому контуру. В качестве расчетной модели (CFD-3D) для получения характеристик использовалась верифицированная по результатам экспериментального исследования прототипа компрессора модель. На основе полученных результатов было проведено уточнение термодинамической модели двигателя изменяемого процесса.

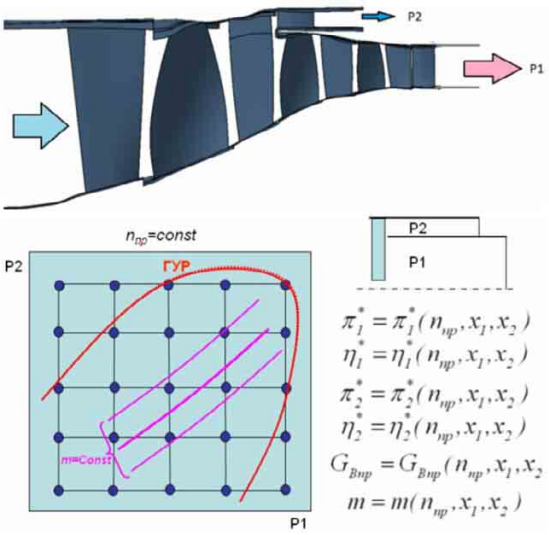


Рис. 1. Схема получения трехпараметрических характеристик компрессора.

Было проведено экспериментальное исследование доработанного КНД опытного двигателя, с целью экспериментального подтверждения ранее полученных расчетных результатов по влиянию отбора воздуха за первой ступенью на характеристики КНД. Результаты экспериментальных исследований подтвердили положительный эффект на газодинамические параметры КНД от дополнительного отбора воздуха за первой ступенью.

3 Заключение

Таким образом, в рамках данной расчетной и экспериментальной работы показана принципиальная возможность создания вентилятора 3-контурного двигателя на базе существующего КНД. Проведена качественная и количественная оценка изменения расхода топлива силовой установки с 3-им контуром.

Список использованных источников

[1] Исследование термодинамической эффективности силовой установки многорежимного самолёта с независимо управляемым третьим контуром/ Ю.Н. Шмотин, Н.В. Кикоть, Г.В. Кретинин, И.А. Лещенко, К.С, Федечкин// Насосы. Турбины. Системы. – 2016. – №2(19). – С. 40-48

[2] Некоторые аэродинамические особенности компрессора низкого давления трёхконтурного двигателя / Р.В. Храмин, М.Н. Буров, К.С. Федечкин, Н.В. Кикоть, И.А. Лещенко, Г.В. Кретинин, О.В. Лебедев // Вестник РГАТА имени П.А. Соловьёва. – 2017. - №4(43). – С.27-34

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНОГО КВД

А.С. Муравейко[1], Д.В. Ворошнин[1]
[1] ООО «Инженерный центр численных исследований», Санкт-Петербург

Описывается работа по проектированию, профилированию и оптимизации проточной части перспективного осевого компрессора. Приводятся основные результаты, полученные на всех этапах работы.

DESIGNING OF PERSPECTUVE HIGH PRESSURE COMPRESSOR

A.S. Muraveyko[1], D.V. Voroshnin[1]
[1] LLC «Numerical Calculations Russia», Saint-Petersburg, Russia

Designing, profiling and optimisation of high pressure compressor is described. The main results of all stages of work are presented.

1 Введение

Выполнена работа по проектированию, профилированию и оптимизации осевого компрессора. На первых трёх этапах проводилась предварительная одномерная и трёхмерная проработка компрессора, в ход обсуждения результатов работы с Заказчиком, выполнялась корректировка ТЗ. Основную проблему при разработке компрессора составляла его высокая газодинамическая нагруженность, что приводило к крайне негативным прогнозам и начальным результатам по запасам ГДУ. С учетом существенного дефицита запаса ГДУ в первую очередь акцент в поисковых работах делался на возможности обеспечения максимального запаса ГДУ при умеренном значении приведенной скорости на выходе λвых = 0,32…0,33. В дальнейшем в ходе реализации финального варианта второго этапа проводились работы в целях обеспечения приведенной скорости на выходе в соответствии с требованиями ТЗ.

2 Поиск оптимальной геометрии компрессора

После проработки трёхмерной геометрии (ПО AxCent) с использованием средств вычислительной трёхмерной газодинамики. (ПО NUMECA Fine Turbo) поставлен и решён ряд задач оптимизации, направленный на максимизацию запасов ГДУ, максимизацию КПД и минимизацию закрутки потока на выходе из компрессора с обеспечением требуемого уровня выходной скорости. Самая тяжёлая задача потребовала варьирование 298 параметров, тем не менее, была получена геометрия с существенно бОльшими запасами, чем в рамках ручного профилирования, и удовлетворительным уровнем КПД. Отмечено, что полученная в ходе оптимизации геометрия лопаток претерпела существенные изменения относительно исходных классических форм, что приведёт к сложности или даже невозможности при её изготовлении ввиду прочностных или технологических ограничений (Рис.1).

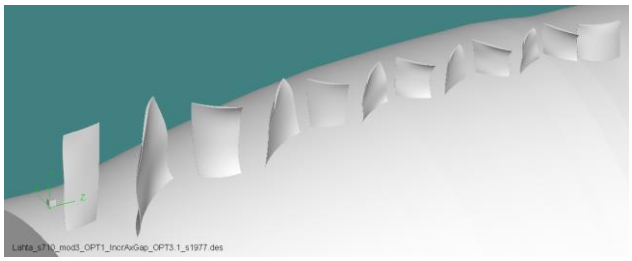


Рис. 1. Трёхмерная модель оптимизированного компрессора

В ходе НИР на четвёртом этапе решена задача оптимизации для низкоскоростного пятиступенчатого КВД ($\lambda_{вых}$<0.28). В ходе работы получено несколько оптимальных вариантов компрессора, из которых выбран окончательный вариант. Расчётный (3D CFD) запас ГДУ реализованного варианта равен 20%, что примерно на 5% превышает линию статистического тренда, сформированного в основном по данным КВД ТРДД(Ф) 4 поколения.

3 Заключение

Реализованный вариант компрессора обеспечивает требуемые по ТЗ параметры, но отмечаются риски в реализации компрессора ввиду технологических и прочностных ограничений.

Список использованных источников

[1] Japikse D., Marscher W.D., Furst R.B. Centrifugal Pumps Design and Performance

[2] C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational

Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth - Heinemann (Elsevier), 2007

[3] Japikse D. Nicholas C. Baines "Introduction to Turbomachinery", Concepts ETI, Inc., 1997

ОБЗОР ИССЛЕДОВАНИЙ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ВТОРИЧНЫМИ ТЕЧЕНИЯМИ В РАБОЧИХ КОЛЕСАХ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ

А.Н. Черкасов[1]
[1] ВУНЦ ВВС «ВВА», Воронеж

Активное управление вторичными течениями в рабочих колесах осевых компрессорах представляется перспективным направлением их совершенствования. Способы активного управления за счет вдува рабочего тела из корпуса над рабочими колесами и из втулок позволяют создавать перспективные высоконагруженные компрессоры. Результаты расчетно-экспериментальных исследований активного управления вторичными течениями в рабочих колесах осевых компрессорах свидетельствуют о возможности создания высоконагруженных осевых компрессоров с сохранением требуемых запасов газодинамической устойчивости и увеличением коэффициента полезного действия таких компрессоров, несмотря на затраты энергии на вдув рабочего тела.

REVIEW OF RESEARCH ON ACTIVE CONTROL OF SECONDARY FLOWS IN AXIAL COMPRESSORS IMPELLERS

A.N. Cherkasov[1]
[1] MESC MAF «AFA», Voroneg, Russia

Active control of secondary flows in axial compressor impellers appears to be a promising direction for their improvement. Active control methods by blowing the working fluid from the housing above the impellers and from the bushings make it possible to create promising high-load compressors. The results of computational and experimental studies of active control of secondary flows in axial compressor impellers indicate the possibility of creating highly loaded axial compressors while maintaining the required reserves of gas-dynamic stability and increasing the efficiency of such compressors, despite the energy costs of blowing the working fluid.

1 Введение

В настоящее время перед разработчиками стоит актуальная задача создания высоконагруженных осевых компрессоров с существенно лучшими характеристикам, чем у современных образцов. Задача решается применением новых материалов, технологий изготовления и, безусловно, аэродинамическим совершенствованием проточной части осевых компрессоров. Накоплен большой опыт разработки осевых компрессоров. Однако отмечается необходимость дальнейшего исследования течения воздуха, прежде всего, в рабочих колесах осевых компрессоров и поиска эффективных способов их аэродинамического совершенствования. Это обусловлено тем, что ответственность за срыв потока в отдельно взятой ступени возлагается на рабочее колесо [1], а также особенностью работы рабочих колес с учетом их вращения и тем, что ранее экспериментальные исследования течения воздуха в основном проводились на неподвижных лопаточных венцах путем их проливок в гидролотках и продувок в аэродинамических трубах.

Вторичные течения в рабочих колесах остаются менее изученными из-за сложности организации эксперимента, связанного с исследованием особенностей и параметров течения во вращающихся лопаточных венцах.

Аэродинамическое совершенствование осевых компрессоров может быть эффективно выполнено на основе применения новых способов активного управления вторичными течениями в рабочих колесах. Активное управление осуществляется подводом энергии к компрессору, либо в ее отдаче. Активное управление обтеканием лопаточных венцов позволяет обеспечить улучшение характеристик осевых компрессоров.

2 Основная часть

В настоящее время наибольший интерес представляют способы управления течением рабочего тела, связанные с вдувом, либо отсосом (сливом) рабочего тела. Причем рабочее тело может отличаться от основного по термодинамическим параметрам и химическому составу. В работе [2] выявлено одно из существенных свойств лопаточных диффузоров центоробежных компрессоров с вдувом в пограничный слой на спинках лопаток – их большая устойчивость к

возникновению срывных режимов при дросселировании. Наибольшее влияние оказывает управление обтеканием на запас газодинамической устойчивости $\Delta K_{\text{у}}$ в диапазоне относительных приведенных частот вращения $\bar{n}_{\text{пр}} < 1$. Например, в компрессоре с густотой решеток лопаточного диффузора $b/t = 0{,}66$ увеличение $\Delta K_{\text{у}}$ при $\bar{n}_{\text{пр}} = 1$ составляет 44 %, а при $\bar{n}_{\text{пр}} = 0{,}64$ соответственно 68 %.

Повышение запасов газодинамической устойчивости компрессоров при активном управлении обтеканием лопаточных диффузоров является следствием повышения устойчивости течения в пограничных слоях, отмеченного [2] при исследованиях характеристик плоских решеток. Более эффективным является использование вдува в пограничный слой на лопатках с малой густотой решеток. Активное управление обтеканием лопаток компрессоров вдувом воздуха в пограничный слой на их спинках может рассматриваться как достаточно эффективное мероприятие повышения запасов газодинамической устойчивости компрессора.

Вдув рабочего тела из корпуса над рабочим колесом [3] позволяет расширить диапазон устойчивой работы компрессора. Вдув возможно организовывать также и из втулки рабочего колеса [4].

Рассматривается так же возможность уменьшения интенсивности вторичных течений в межлопаточных каналах за счет отсоса пограничного слоя. В работе [2] показано, что изменение $\Delta K_{\text{у}}$ имеет место при отсосе пограничного слоя в лопаточных диффузорах практически во всем диапазоне частот вращения. Для компрессоров, густота решеток лопаточных диффузоров которых равна 0,66, изменение $\Delta K_{\text{у}}$ составляет от 27 до 43 % соответственно для $\bar{n}_{\text{пр}} = 1$ и 0,65. Поэтому, отсос пограничного слоя в лопаточных аппаратах центробежных компрессоров может быть достаточно эффективным средством повышения их газодинамической устойчивости.

Вдув и отсос могут быть пульсирующими и чередующимися, путем образования синтетических струй (пульсационного течения). Они позволяют увеличить запас газодинамической устойчивости компрессоров, однако связаны с затратами энергии на их организацию, что в конечном счете может привести к увеличению расхода топлива авиационных двигателей. Эффективность их применения определяется величиной уменьшения гидравлических потерь в лопаточных венцах осевых компрессоров, прежде всего – вторичных потерь, связанных с возникновением поперечных перетеканий воздуха и вызванных ими утолщениями пограничных слоев и отрывами потока.

В качестве активного управления могут рассматриваться «ионный ветер» и направленный электрический разряд в пограничных слоях, применяемые с целью затягивания срыва потока. Также затягивать срыв потока могут возможные способы «армирования» структуры потока на основе эффекта Б. Томса [5] за счет введения в него веществ с длинной молекулярной цепью для уменьшения турбулизации.

Применение скользящего наносекундного разряда на профиле позволяет увеличить диапазон бессрывного обтекания потоком по углам атаки [6]. Среди возможных способов активного управления высокоскоростными ламинарными или турбулентными потоками следует выделить вызывающие последнее десятилетие большой интерес способы: магнитоплазменного воздействия; магнитогидродинамического воздействия; воздействия на температурный пограничный слой. Эти способы в настоящее время широко рассматриваются специалистами Российской академии наук. Привлекательность магнитоплазменного воздействия ассоциируется с возможностью изменения характеристик течения с помощью электрических и магнитных полей, вырабатываемых при воздействии на поток разрядов различного типа, плазменных потоков или электронных пучков, применяемых на обтекаемых поверхностях. Тепловое и плазменное воздействия наиболее просто создавать у поверхности аэродинамического тела. При относительно небольших энерговкладах от теплового или плазменного источника по сравнению с энтальпией потока возможно создание такой завихренности в потоке, которая затягивает или предотвращает отрыв потока и переход от ламинарного к турбулентному пограничному слою, уменьшая тем самым сопротивление тела в потоке газа. В настоящее время для смещения точки отрыва до и сверхскоростных потоков исследуется возможность применения нескольких типов разрядов – диэлектрический барьерный, коронный, искровой, высокочастотный и сверхвысокочастотный разряды [7, 8, 9].. Описанные способы воздействуют на течение у обтекаемой поверхности. Аналогично применению вдува или отсоса рабочего тела, организация этих способов связана с затратами энергии, а эффективность их применения определяется величиной уменьшения гидравлических потерь в лопаточных венцах осевых компрессоров, прежде всего – вторичных потерь.

В настоящее время исследуется эффективность технических решений активного управления вторичными течениями в рабочих колесах осевых компрессоров за счет вдува из корпуса над рабочими колесами [3] и из втулки [4]. Исследование проводится с помощью экспериментальных и теоретических методов.

Экспериментальное исследование включает визуализацию активного управления вторичными течениями в рабочих колесах и получение характеристик ступеней осевых компрессоров с активным управлением вторичными течениями с применением экспериментальных установок.

Теоретическое исследование проводится путем численного решения уравнений движения вязкого газа (уравнений Навье-Стокса) в ступенях осевых компрессоров с активным управлением вторичными течениями.

Результаты исследования свидетельствуют о возможности создания высоконагруженных осевых компрессоров с сохранением требуемых запасов газодинамической устойчивости и увеличением коэффициента полезного действия таких компрессоров, несмотря на затраты энергии на вдув рабочего тела.

3 Заключение

При разработке перспективных осевых компрессоров необходимо использовать накопленный опыт применения способов управления аэродинамикой лопаточных венцов. Эффективность способов определяется результатом оптимизации параметров компрессора. Возможно их комбинированное сочетание. Обзор способов управления свидетельствует, что менее исследованными остаются способы активного управления аэродинамикой лопаточных венцов. В настоящее время существует объективная необходимость исследования вдува рабочего тела в проточную часть осевых компрессоров как эффективного способа активного управления вторичными течениями. Применение способов активного управления может позволить расширить диапазон устойчивой работы осевых компрессоров и обеспечить улучшение их характеристик.

Список использованных источников

[1] Развитие методов прогнозирования срывных режимов работы осевых компрессоров газотурбинных двигателей / В.А. Коваль, Е.А. Ковалева, В.В. Романов, В.Е. Спицын // Насосы. Турбины. Системы. – 2012. – № 2 (3). – С. 42-52.

[2] Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. – М.: Машиностроение, 1988. – 168 с.: ил.

[3] Патент № 2582537 Российская Федерация, МПК F04D 29/68 (2006.01). Осевой компрессор: №2014117379/06; заявл. 29.04.2014; опубл. 27.04.2016 / Клепиков Д.С., Алексеев И.И., Черкасов А.Н. Алексеев А.А., Шарафутдинов А.Г., Звонников В.И.; заявитель ВУНЦ ВВС «ВВА». – 2 с. :ил. – Текст : непосредственный.

[4] Патент № 2633221 Российская Федерация, МПК F04D 29/00 (2006.01) Осевой компрессор: № 2016122577/06; заявл. 07.06.2016; опубл. 11.10.2017 / А.Н. Черкасов, И.И. Алексеев, Д.С. Клепиков, А.Е. Попов., заявитель ВУНЦ ВВС «ВВА». – 2 с. :ил. – Текст : непосредственный.

[5] Л.Е. Стернин. Основы газовой динамики: учебное пособие. –М.: Изд-во МАИ, 1995. – 336 с.:ил.

[6] Управление отрывными режимами течения погранслоя скользящим наносекундным разрядом / И.Н. Завьялов, Д.В. Рупасов, А.Ю. Стариковский // Авиадвигатели XXI века. Москва, 6-9 декабря 2005 г. Сборник тезисов докладов, том 3. – М.: ЦИАМ, 2005 г. – 396 с. С. 165-166.

[7] *Boeuf J.P., Pitchford L.C. Electrohydrodynamic force and aerodynamic flow acceleration in surfacedi electric barrier discharge // Journal of Applied Physics.* — 2005 г. — 10 :*Vol.* 97.

[8] *Lineberry J.T., Bityurin V.A., Bocharov A.N., "MHD Flow Control Studies. Analytical Study of MHD Flow Interaction Around a Right Circular Cylinder in Transverse* 43 *Hypersonic Flow", In: Proc. of* 14*th Intern. Conf.On MHD Electrical Power Generation and High Temp. Technologies, Maui, Hawaii, May* 20-25, 2002.

[9] Суржиков С.Т. Физическая механика газовых разрядов – М.: МГТУ им. М.Э.Баумана, 2006. – 640с.

АДАПТАЦИЯ НАПОРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕССОРОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ НА АВТОНОМНОМ СТЕНДЕ

Д.С. Калабухов, А.А. Волков
ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара

В работе рассмотрены вопросы адаптации напорных ветвей характеристик компрессоров ГТД по результатам их испытаний на автономном стенде к использованию в термодинамической модели двигателя. Она заключается в построении гладких аппроксимационных кривых, с высокой степенью точности объясняющих набор экспериментальных точек. Рекомендуется использовать поэтапную процедуру адаптации, заключающуюся в приведении всех точек ветви к единой приведенной частоте вращения, выглаживании ветвей на характеристике в координатах приведения параметров компрессора к его выходу, и обратном перестроении в исходных координатах «степень повышения давления-приведенный расход воздуха на входе в компрессор».

ADAPTATION OF COMPRESSOR MAPS BY THE RESULST OF TESTING ON THE AUTONOMOUS BENCH

A.A. Volkov, D.S. Kalabukhov
PJSC «Kuznetsov», Samara, Russia

This work examines the issues of adapting the pressure branches of the GTE compressors maps based on the results of their tests on an autonomous stand for use in a thermodynamic model of the engine. It consists of constructing smooth approximation curves that explain a set of experimental points with a high degree of accuracy. It is recommended to use a step-by-step adaptation procedure, which consists of bringing all points of the branch to a single value of the corrected speed, smoothing the branches on the map in the coordinates of correction the compressor parameters to its output, and rebuilding in the original coordinates “pressure ratio-corrected air flow rate at the compressor inlet”

1 Введение

По результатам испытаний компрессоров газотурбинных двигателей на автономных стендах выполняют построение напорных характеристик. При снятии напорных ветвей характеристик компрессора неизбежно возникновение погрешности, вызванной допуском на поддержание постоянной частоты вращения и её измерения в процессе испытаний. В результате каждая точка снимаемой напорной ветви соответствует некоторой уникальной частоте вращения, т.е. условие поддержания приведенной частоты вращения $n_{пр}$ = const выдерживается лишь теоретически, с допущениями на допустимую погрешность измерения, которая составляет ± 0,2 % от ВП. Однако трудности поддержания $n_{пр}$ = const за счёт использования мультипликатора при передаче крутящего момента от привода компрессору зачастую приводят к наличию в протоколе испытаний замеров с выходящими за указанный диапазон значениями частоты вращения относительно заданной (вплоть до 100 об/мин в некоторых случаях). Тогда получаемый набор точек строго говоря не является напорной веткой, а их аппроксимация даёт неточные результаты, которые не пригодны для использования в термодинамической модели двигателя.

На рис. 1 показан пример построения типовой напорной характеристики многоступенчатого осевого компрессора непосредственно по результатам испытаний. Видно, что построение гладких кривых напорных ветвей, т.е. аппроксимация набора точек в таком случае означает её невысокое качество, т.к. часть точек будут располагаться далеко от этой кривой

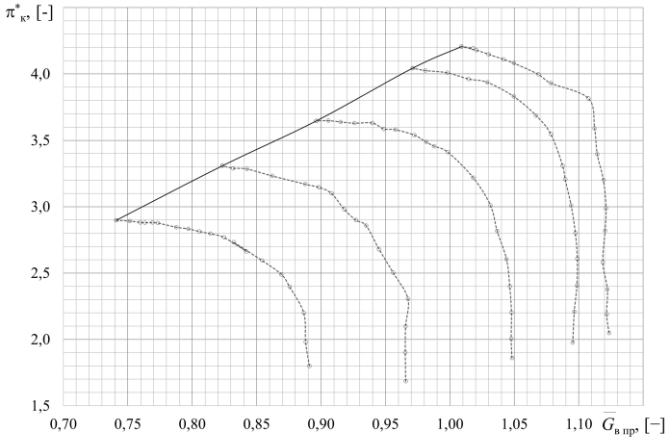


Рис. 1. Типовая напорная характеристика компрессора без «выглаживания»

В инженерной практике адаптация («выглаживание») кривых на экспериментальных характеристиках компрессоров чаще всего основывается на выполняющемся вручную сдвиге точек по степени повышения давления $\pi^*_к$ (ближе к границе ГДУ) или приведенному расходу воздуха $G_{в\ пр}$ (вблизи границы запирания) таким образом, чтобы подогнать выборку точек, характеризующую напорную ветку, под заданный тип регрессии (полином, сплайн, эллиптическая функция и др. [1]) с обеспечением значения коэффициента детерминации $R^2 \approx 1$. Однако его использование может приводить к таким же ошибкам в оценке реальных

значений параметров характеристики, как и при отсутствии «выглаживания» линий, т.к. подобные сдвиги по $\pi^*_к$ и $G_{в\ пр}$ не всегда имеют реальное физическое обоснование, к тому же метод трудоёмок ввиду большого числа рутинных операций. Усовершенствование этого подхода возможно путём реализации итерационного метода «подтягивания» выпадающих точек к регрессионной кривой, полученной после предварительного исключения явно отклоняющихся точек из общей выборки для регрессии (рис. 2).

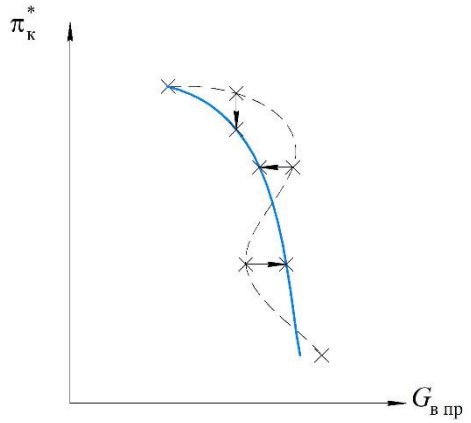


Рис. 2. Метод «подтягивания» отклоняющихся точек напорной ветви по результатам испытаний к гладкой кривой

В качестве критерия исключения точек можно использовать

$$\delta x_i = (x_i - \bar{x}_i) / \bar{x}_i \geq \delta x_{i\ доп},\ \%,$$

где x_i – значение параметра $\pi^*_к$ или $G_{в\ пр}$ в i-й точке;

$\bar{x}_i = (\bar{x}_{i+1} + \bar{x}_{i-1})/2$ – среднее значение относительно значений $\pi^*_к$ или $G_{в\ пр}$ в соседних точках;

$\delta x_{доп}$ – некоторое пороговое значение допуска на отклонение значение от среднего.

Таким образом, значения $\pi^*_к$ или $G_{в\ пр}$ отклоняющихся точек пересчитываются по уравнению регрессии, включаются в выборку точек, и затем выполняется повторная уточнённая регрессия с учётом нового положения точек на напорной ветке.

Предложенный выше подход может быть автоматизирован, однако проблема физического обоснования такого подтягивания точек остается открытой, к тому же вопрос приведения всех точек к единой $n_{пр}$ = const также не решается. Поэтому в данной работе предлагается метод адаптации напорных ветвей на заданную в программе испытаний величину $n_{пр}$.

2 Метод адаптации напорной характеристики

На рис. 3 проиллюстрирован разброс положения точек A_i с координатами ($G_{в\ пр\ i}$; $\pi^*_{к\ i}$) за счет непостоянства поддержания приведенной частоты вращения. Методика выглаживания характеристики по такому набору точек основана на ряде допущений на основе принципа малых отклонений:

1) каждая точка A_i расположена на некоторой напорной ветке (показаны пунктиром) $n_{пр\ i}$ = const, однако все они приблизительно эквидистантны при малых отклонениях $\delta n_{пр\ i}$;

2) все точки $A_{i\ гр}$, замеренные вблизи границы ГДУ лежат на одной кривой, условной являющейся границей ГДУ;

3) кривую линию границы ГДУ можно заменить прямой между соседними напорными ветвями;

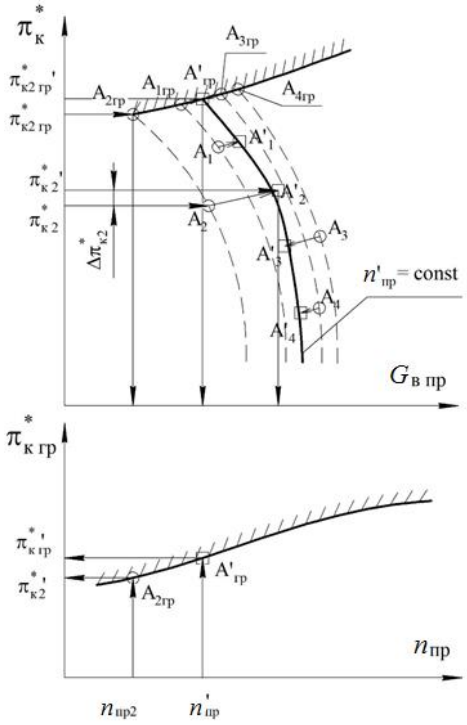


Рис. 3. Схема приведения разброса точек с различными $n_{пр\ i}$ к сглаженной напорной ветке $n'_{пр}$ = const

4) каждая точка A_i перемещается от одной $n_{пр\ i}$ к другой вдоль некоторой рабочей линии, которую при малых $\delta n_{пр\ i}$ можно считать параллельной границе ГДУ на данном участке.

В таком случае смысл выглаживания характеристики сводится к перемещению точек A_i от измеренных $n_{пр\ i}$ к потребной на заданном режиме работы компрессора $n_{пр}$ = const (рис. 3). Процедура выглаживания по результатам испытаний в ходе вторичной обработки проводится в следующей последовательности:

1. Формируется уравнение линии границы ГДУ по фактически замеренным значениям $\pi^*_{к\ гр\ i}$ в зависимости от соответствующих $n_{пр\ гр\ i}$ (рис. 3б) для всей характеристики компрессора.

2. По данному уравнению для каждого замера находится значение $\pi^*_{к\ гр\ i}$, соответствующее некоторой напорной ветке $n_{пр\ i}$ = const, на которой расположена точка A_i.

3. С использованием этого уравнения также определяется $\pi^*_{к\ гр}'$, общее для всех замеров по напорной ветке $n'_{пр}$ = const.

4. Формируется уравнение $\pi^*_{к\ гр} = f(G_{в\ пр\ гр})$ или $G_{в\ пр\ гр} = f(\pi^*_{к\ гр})$ для линии границы ГДУ, по которому определяются $G_{в\ пр\ гр\ i}$ и $G'_{в\ пр\ гр}$ в зависимости от рассчитанных $\pi^*_{к\ гр\ i}$ и $\pi^*_{к\ гр}'$ соответственно. Схематично этот процесс показан на рис.3.

5. Определяется разность $\Delta\pi^*_{к\ гр\ i} = \pi^*_{к\ гр\ i} - \pi^*_{к\ гр}'$ для каждого замера.

6. Исходя из допущения о параллельности участков рабочих линий и границ ГДУ получается $\Delta\pi^*_{к\,гр\,i} = \Delta\pi^*_{к\,i}$.

7. Определяется $\pi^*_{к\,i}{}' = \pi^*_{к\,i} - \Delta\pi^*_{к\,i}$.

8. Аналогично находится $\Delta G_{в\,пр\,гр\,i} = \Delta G_{в\,пр\,i}$.

9. Определяется $G'_{в\,пр\,i} = G_{в\,пр\,i} - \Delta G_{в\,пр\,i}$.

10. Для выглаженного набора точек A'_i, формирующего напорную ветку $n'_{пр}$ = const, проводится аппроксимация полиномом не ниже 3-й степени, т.е. осуществляется подбор уравнения напорной ветви с требуемой точностью по критерию множественной детерминации $R^2 \geq 0{,}98$.

Пример выглаженной таким образом напорной характеристики компрессора для каждой снятой при испытаниях напорной ветви представлен на рис. 4.

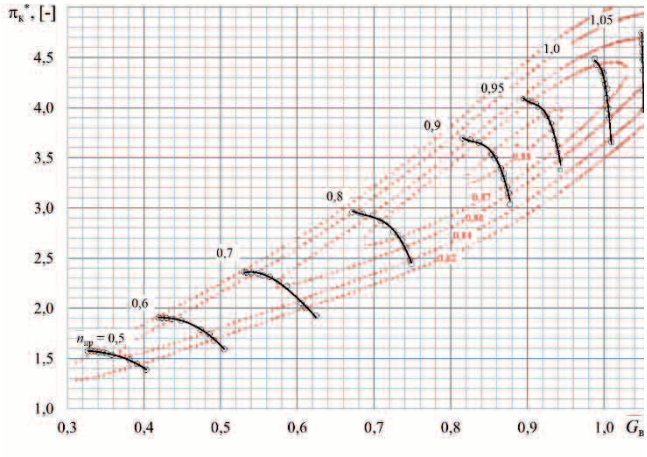


Рис. 4. Адаптированная напорная характеристика компрессора по $n_{пр}$ = const

3 Некоторые пути модернизации метода адаптации

Характеристики компрессора предполагают оценку уровня его КПД $\eta^*_к$ в зависимости от $G_{в\,пр}$ и $\pi^*_к$, которые представляются отдельными графиками, либо как изолинии на характеристике $\pi^*_к$ – $G_{в\,пр}$ (рис. 4). Экспериментальные данные по КПД также требуют адаптации, т.е. приведения всех точек к единой $n_{пр}$ = const. Для этого можно использовать заранее подобранную регрессию $\eta^*_к = f(\pi^*_к, G_{в\,пр}, n_{пр})$ и вычислять КПД для уже адаптированных значений $\pi^*_к$ и $G_{в\,пр}$ на ветках $n_{пр}$ = const.

Другим направление развития метода является возможность интерполяции адаптированных характеристик по $n_{пр}$ между соседними ветвями. На данный момент применимость метода ограничивается малыми отклонениями $\Delta n_{пр}$ не более ±100 об/мин, поскольку форма напорных ветвей не деформируется при изменении $n_{пр}$, осуществляется только параллельный перенос по рабочей линии. Существует метод интерполяции по частоте вращения [2], основанный на вычислении для всех точек всех напорных ветвей величины

$$\Delta K = \left(\frac{G_{в\,пр}}{\pi^*_к}\right)_i \left(\frac{\pi^*_к}{G_{в\,пр}}\right)_\eta - 1.$$

где $G_{в\,пр\,i}$, $\pi^*_{к\,i}$ – параметры компрессора в i-й точке данной напорной ветви $n_{пр\,j}$, а $G_{в\,пр\,\eta}$, $\pi^*_{к\,\eta}$ – в точке максимального КПД данной ветви. Интерполяция выполняется вдоль линий сходственных точек ΔK_y = const, с определением $G_{в\,пр\,i}$, $\pi^*_{к\,i}$ на новой напорной ветви $n_{пр\,*}$, расположенной между $n_{пр\,j}$ и $n_{пр\,j+1}$.

Данная процедура интерполяции может быть использована в качестве последующего этапа адаптации характеристики, после получения поля напорных ветвей $n_{пр}$ = const и величин $\eta^*_{к\,max}$ с соответствующими им $G_{в\,пр}$, $\pi^*_к$.

Еще один подход, который может позволить в большинстве случаев повысить качество адаптации экспериментальных данных для аппроксимации характеристик, основан на промежуточной процедуре линеаризации характеристик компрессора путем приведения расхода воздуха к сечению на выходе (К) из него и соответствующего представления напорной характеристики в координатах $\pi^*_к$- $G_{в\,пр\,К}$ [3]. Здесь

$$G_{в\,пр\,К} = G_{в\,пр}\sqrt{\frac{T^*_К}{T^*_В}\frac{p^*_В}{p^*_К}} = \frac{G_{в\,пр}\sqrt{l_к + 1}}{\pi^*_к},$$

где $l_к = L^*_к/c_{рв}T^*_в$– относительная удельная работа компрессора [4].

Авторские исследования показали, что напорная ветвь, которая содержит как условно горизонтальные, так и условно вертикальные участки по $\pi^*_к$ и $G_{в\,пр}$, может быть более качественно аппроксимирована линейной зависимостью, если представить характеристику в координатах $\frac{\pi^*_к}{\sqrt{l_к+1}} - G_{в\,пр\,К}$, что математически соответствует представления зависимости в виде $y = f(x/y)$, где $x = G_{в\,пр}$, а $y = \frac{\pi^*_к}{\sqrt{l_к+1}}$.

Пример представления линеаризованных напорных ветвей характеристики в таких координатах показан на рис. 5 ($\bar{n}_{пр}$ = 0,8; 0,85).

После получения линейных уравнений регрессии для каждой $n_{пр}$ выполняется пересчёт значений $\pi^*_к$ и $G_{в\,пр}$. Важно отметить, что часть точек близи границы ГДУ располагается так, что проходящая через них кривая имеет характерный загиб, а линейная аппроксимация в этой области дает неточные результаты. Опытным путём установлены следующие рекомендации по выполнению аппроксимации точек напорной ветви в несколько этапов:

1) построить линейную регрессию; если коэффициент детерминации $R^2 \geq 0{,}998$, то дальнейшие этапы не выполняются;

2) выполнить аппроксимацию полиномом нечётной степени, как правило, третьей (зависит от количества точек, при этом важно чтобы полином не проходил через все точки и не имел резких перемен кривизны);

3) в левой части напорной ветви на графике определить точку пересечения линейной и полиноминальной зависимости;

4) описать набор точек ветви слева от точки пересечения новым полиномом той же степени, а набор точек справа – новой линейной зависимостью; если для линейной зависимости $R^2 \leq 0{,}998$, желательно заменить её квадратичной, степенной или логарифмической.

Пример «комбинированной» регрессии напорных ветвей с величинами R^2 кривых приведенной выше характеристики показан на рис. 5.

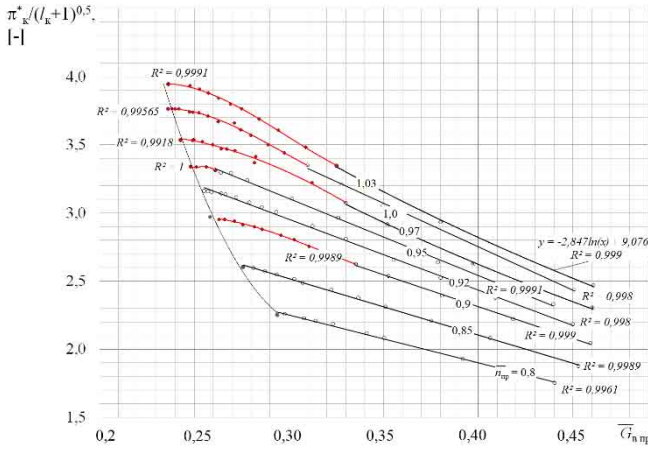


Рис. 5. Аппроксимация напорных ветвей характеристики в координатах $\frac{\pi^*_к}{\sqrt{l_к+1}} - \bar{G}_{в\ пр\ К}$

Затем для этих адаптированных значений выполняется нанесение точек на характеристику в координатах $\pi^*_к$- $G_{в\ пр}$ с их последующей аппроксимацией. Стоит отметить, что при линеаризации необходимо исключить крайнюю точку вблизи границы запирания из построения адаптированной характеристики $\pi^*_к$-$G_{в\ пр}$, если с увеличением $\pi^*_к$ наблюдается «артефактный» рост $G_{в\ пр}$, противоречащей физике рабочего процесса компрессора.

На рис. 6 показано сравнение адаптированных напорных ветвей характеристики, построенных до выполнения линеаризации (точнее, выглаживания) и после неё. Особенно эффективна процедура аппроксимации в координатах $\frac{\pi^*_к}{\sqrt{l_к+1}} - G_{в\ пр\ К}$ с последующим перестроением её в координатах $\pi^*_к$-$G_{в\ пр}$ в случае наличия резких отклонений (промахов) соседних точек по $\pi^*_к$ или $G_{в\ пр}$ ($\bar{n}_{пр} = 0{,}97;\ 1{,}0$) или большого шага $\Delta\pi^*_к$ или $\Delta G_{в\ пр}$ вблизи крайних точек ($\bar{n}_{пр} = 0{,}97;\ 1{,}03$). Причиной этого является уменьшение отклонений соседних точек относительно друг друга в координатах $\frac{\pi^*_к}{\sqrt{l_к+1}} - G_{в\ пр\ К}$, что повышает качество их аппроксимации. После пересчёта $\pi^*_к$ и $G_{в\ пр}$ с использованием этих регрессионных зависимостей точки в координатах $\pi^*_к$-$G_{в\ пр}$ выстраиваются таким образом, что аппроксимированная напорная ветвь полиномом той же степени становится более гладкой, а величина R^2 возрастает.

4 Заключение

В работе рассмотрены некоторые подходы к адаптации напорных ветвей характеристик компрессоров ГТД по результатам их испытаний на автономном стенде. Наиболее эффективные результаты показал поэтапный метод адаптации, заключающийся в выполнении следующих шагов:

1) приведении разброса точек ветви по частоте вращения к $n_{пр}$ = const путём их сдвига вдоль предполагаемой рабочей линии, располагающейся параллельно границе устойчивости на участке с малыми отклонениями по $G_{в\ пр\ i}$, $\pi^*_{к\ i}$ относительного исходного положения точек;

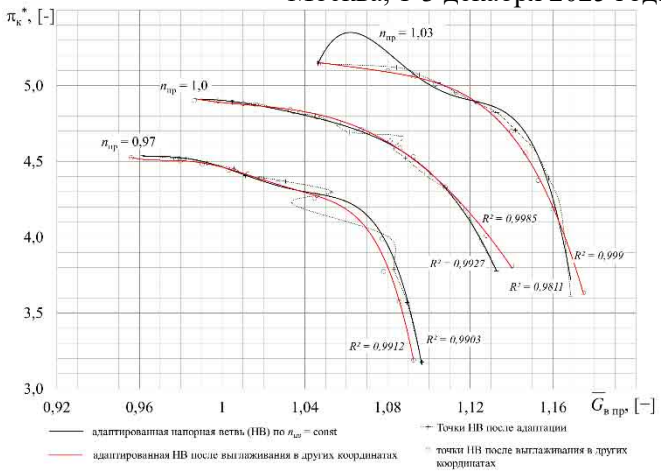


Рис. 6. Сравнение адаптированных напорных ветвей характеристики, построенных до выполнения выглаживания в других координатах и после неё

1) выглаживании ветвей на характеристиках в координатах приведения параметров компрессора к его выходу $\frac{\pi^*_к}{\sqrt{l_к+1}} - G_{в\ пр\ К}$, т.е. их аппроксимации с использованием линейной и нелинейной регрессии;

2) пересчёте значений $\pi^*_к$ и $G_{в\ пр}$ по регрессионным зависимостям и обратном перестроении качественно выглаженных характеристик в исходных координатах $\pi^*_к$-$G_{в\ пр}$.

Метод может быть использован при аппроксимации характеристик в термодинамической модели двигателя.

Тезисы выполнены сотрудниками АО «ОДК»/ПАО «ОДК-Кузнецов», полученные результаты являются продуктом деятельности ОДК.

Список использованных источников

[1] Авдеев С.В., Ткаченко А.Ю. Метод аппроксимации характеристик компрессоров газотурбинных двигателей // Вестник Уфимского государственного авиационно-технологического университета. 2020. Т.24. №4 (90). С. 17-24.

[2] Интерполяция напорных ветвей характеристик компрессора по частоте вращения. Тех. справка №001.10698. КМЗ. 1990. 15 с.

[3] Эрзохи Ю.А., Каленский С.М. Метод представления характеристик компрессора в математической модели авиационного ГТД // Труды МАИ. 2024. №136. URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=180681.

[4] Кулагин В.В., Кузьмичёв В.С. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Книга 1: Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ / Учебник. 3-е изд. М.: Машиностроение. 2013. 336 с.

РАСЧЕТ ВЫСОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ДВИГАТЕЛЯ ТВ7-117СТ-02 С УЧЕТОМ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ

А.Н. Крылов[1], Н.Б. Кузнецов[2], А.Ю. Пеганов[2], А.А. Рябов[1], К.Ю. Мохов[1], К.В. Щулепов[1], А.И. Якунин[2]

[1] ООО «Саровский Инженерный Центр», г. Саров, Россия

[2] АО «ОДК-Климов», г. Санкт Петербург, Россия

Рассматривается задача расчета характеристик осецентробежного компрессора двигателя ТВ7-117СТ-02 с учетом НДС корпуса и лопаток. Расчет выполняется с использованием ПО *STAR-CCM+*. Геометрия проточной части модифицирована на основе расчета НДС. Проведена серия расчетов характеристик компрессора для разных режимов работы двигателя. Полученные данные могут быть использованы, в том числе, для расчета коэффициента запаса устойчивости. Так же, по результатам математического моделирования, выявлена область с нарушением структуры потока. Разработана оптимизированная геометрия проточной части компрессора, позволяющая устранить данный недостаток и заметно улучшить характеристики компрессора.

CALCULATION OF ALTITUDE CHARACTERISTICS OF THE AXIAL CENTRIFUGAL COMPRESSOR OF THE TV7-117ST-02 ENGINE TAKING INTO ACCOUNT THE STRESS-STRAIN STATE

A. Krylov[1], N. Kuznetsov[2], A. Peganov[2], A. Ryabov[1], K. Mokhov[1], K. Shchulepov[1], A. Yakunin[2]

[1] LLC «Sarov Engineering Centr», Sarov, Russia

[2] JSC «UEC-Klimov», Saint Petersburg, Russia

The problem of calculating the characteristics of the axial-centrifugal compressor of the TV7-117ST-02 engine taking into account the stress-strain state of the housing and blades is considered. The calculation is performed using the STAR CCM+ software. The stress-strain state is taken into account by changing the geometry of the flow part based on displacement fields. A series of calculations of the compressor characteristics for different engine operating modes is performed. The obtained data can be used to calculate the stability factor. Also, based on the results of mathematical modeling, an area with a violation of the flow structure was identified. An optimized geometry of the flow part of the compressor was developed, which allows to overcome this effect and significantly improve the

1 Постановка задачи

Осецентробежный компрессор двигателя (ОЦК) ТВ7-117СТ-02 (рис. 1) представляет собой комбинированный компрессор, состоящий из пяти осевых ступеней (группа ОС) и одной центробежной ступени (ЦС).

Рис. 1. ОЦК двигателя ТВ7-117СТ-02

На рис. 2 показан внешний вид трехмерной газодинамической модели воздушного тракта ОЦК. Группа ОС включает совокупность статорных и роторных лопаток от входного сечения до контрольного сечения №1, ЦС - часть компрессора от контрольного сечения №1 до контрольного сечения №2 (выход компрессора).

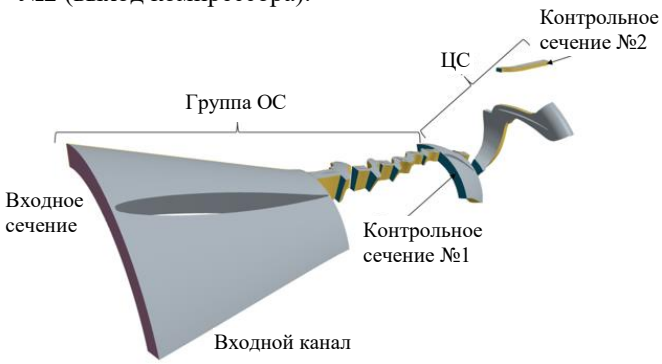


Рис. 2. ОЦК двигателя ТВ7-117СТ-02

Целевыми параметрами являются: массовый расход $G_{вх}$ на входе в компрессор, полное давление P^*

и полная температура T^* рабочего тела в контрольных сечениях.

На основе целевых параметров определяется степень повышения полного давления $\pi_к^*$, а также зависимости КПД ОС, ЦС и ОЦК от приведенного массового расхода $G_{пр}$ через проточную часть (ПЧ) ОЦК при приведенной частоте вращения ротора компрессора $N_{пр}$ 80%, 90%, 100% и 115% от номинальной на высоте полета летательного аппарата 0 км, 8 км, 10 км и 14 км.

Предварительный анализ показал, что величина зазора между корпусом и лопаткой ЦС влияет на границу срыва ОС и ЦС [1], [2]. В связи с этим возникла необходимость учета изменения зазора от деформаций деталей ПЧ и лопаток обусловленных аэродинамическими, тепловыми и инерционными нагрузками. Расчет полей перемещений под воздействием соответствующих нагрузок выполняется для режима работы двигателя в барокамере ЦИАМ, имитирующего полет ЛА на высоте 8 км при скорости 450 км/ч.

2 Разработка и валидация математической модели

Газодинамические и тепловые расчёты проводятся с использованием ПО *STAR-CCM+* [3]. Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) двигателя выполняется методом конечных элементов в ПП Abaqus [4].

Расчет газодинамических характеристик ОЦК выполняется в секторной постановке с использованием интерфейсов ротор-статор. Для каждого лопаточного венца и переходных каналов строится блочно-структурированная расчетная сетка (рис.3 и 4).

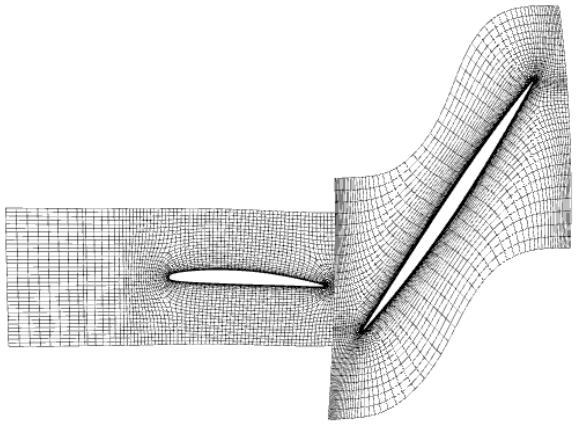


Рис. 3. Фрагмент сеточной модели в секторе входного направляющего аппарата и рабочей лопатки первой ступени группы ОС

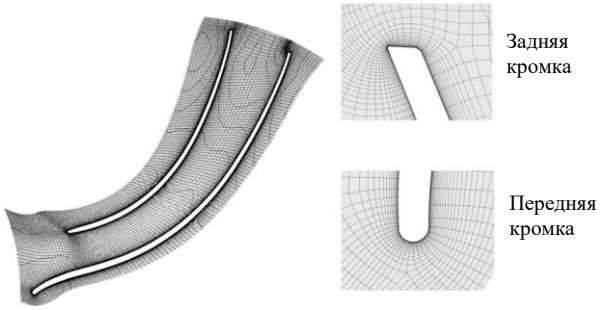


Рис. 4. Фрагмент сеточной модели в секторе ЦС

При построении модели проточного тракта учитывается изменение его формы, обусловленное деформацией деталей ОЦК, вызванной газодинамическими, тепловыми и инерционными нагрузками в условиях режима работы двигателя в барокамере ЦИАМ.

Система уравнений Навье-Стокса, замкнутая уравнениями турбулентности в формулировке k-ω SST решается методом конечных объемов [3].

Степень повышения полного давления ОС/ЦС/ОЦК рассчитывается по формуле (1):

$$\pi_к^* = \frac{P^*_{вых}}{P^*_{вх}}, \quad (1)$$

где $P_{вх}^*$ - полное давление на входе в ОЦК/ЦС;

$P_{вых}^*$ - полное давление на выходе из ОС/ОЦК.

Коэффициент полезного действия $\eta_к^*$ вычисляется согласно отраслевому стандарту [5]:

$$\eta_k^* = \frac{i^*_{из} - i^*_{вх}}{i^*_{вых} - i^*_{вх}} \quad (2)$$

где $i_{из}^*$ – удельная энтальпия в конце изоэнтропического процесса повышения полного давления воздуха от $P_{вх}^*$ перед компрессором до действительного давления $P_{вых}^*$ за компрессором, соответствующая температуре торможения $T_{из}^*$ в конце этого процесса;

$i_{вх}^*$ – удельная энтальпия воздуха перед компрессором, соответствующая действительной температуре торможения $T_{вх}^*$;

$i_{вых}^*$ – удельная энтальпия воздуха за компрессором, соответствующая действительной температуре торможения $T_{вых}^*$.

Приведенный массовый расход $G_{пр}$ рассчитывается по формуле (3):

$$G_{пр} = G \cdot \frac{101325}{P_{вх}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_{вх}^*}{288}} \quad (3)$$

Связь между физической $N_к$ и приведенной $N_{пр}$ частотой оборотов компрессора осуществляется по формуле (4):

$$N_к = N_{пр} \cdot \sqrt{\frac{T_{вх}^*}{288}} \quad (4)$$

Валидация расчетной газодинамической модели выполняется по экспериментальным данным, полученным отдельно для группы ОС и ЦС при номинальной приведенной частоте вращения ротора компрессора в наземных условиях. Средняя относительная погрешность определения массового

расхода через ПЧ группы ОС составляет 3%, а КПД – 3.7%. Для ЦС данные показатели составляют 4.2% и 1.8% соответственно.

3 Результаты расчета

На рис. 5 и 6 представлено изменение степени повышения полного давления и КПД соответственно. Показана линия рабочих режимов (ЛРР). На основании построенных графиков определяется коэффициент запаса устойчивости ΔK_y [6].

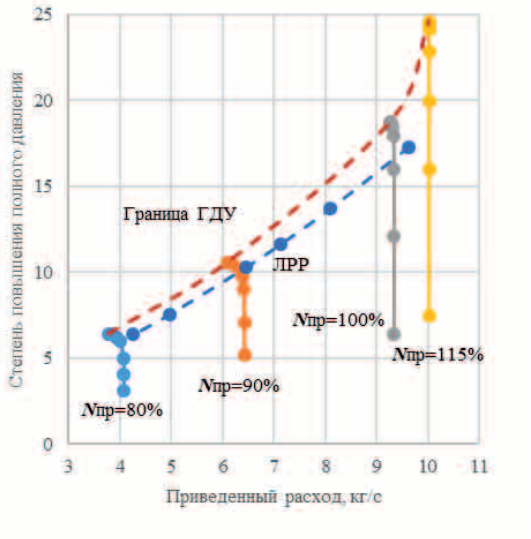


Рис. 5. Зависимость степени повышения полного давления ОЦК от приведенного расхода

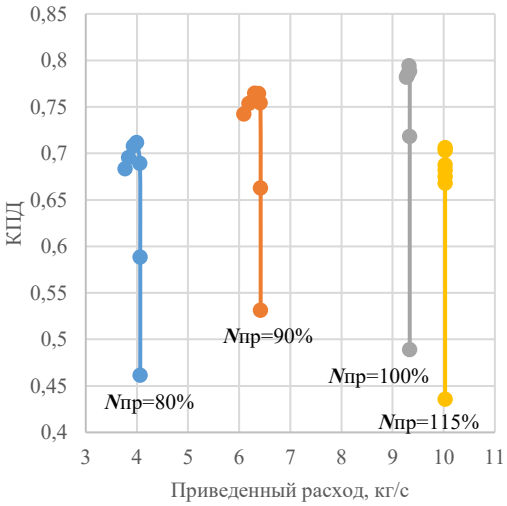


Рис. 6. Зависимость КПД ОЦК от приведенного расхода

Анализ течения рабочего тела показал наличие отрыва потока в области спрямляющего аппарата пятой ступени, снижающего КПД и запас устойчивости ОЦК. Для устранения данного недостатка разработана оптимизированная конструкция воздушного тракта ОЦК. Оптимизация компрессора заключается в следующем:

- изменена форма проточной части компрессора после РК пятой ступени;
- увеличено количество лопаток в ЦС;
- уменьшено количество лопаток в выходном спрямляющем аппарате.

Переход к оптимизированной конструкции ОЦК позволяет повысить границу срыва с π_k^*=18.76 до π_k^*=20.07. Коэффициент запаса устойчивости ΔK_y увеличивается с 13.73% до 21.35%, при этом КПД оптимизированного компрессора увеличивается, в среднем, на 1.5%-2%.

4 Заключение

Полученные результаты расчета характеристик ОЦК двигателя ТВ7-117СТ-02 с учетом деформаций корпуса и лопаток позволили оценить работоспособность компрессора на больших высотах.

Для повышения достоверности результатов газодинамических расчётов:

-проведено уточнение CAD модели воздушного тракта с учетом деформаций деталей от полетных нагрузок;

-выполнена валидация расчетной газодинамической модели. Средняя относительная погрешность определения массового расхода через ПЧ группы ОС составляет 3%, а КПД – 3.7%. Для ЦС данные показатели составляют 4.2% и 1.8% соответственно.

Полученные характеристики компрессора в диапазоне от 80% до 115% приведенной номинальной частоты вращения и высоты полета ЛА от 0 км до 14 км могут быть использованы, в том числе, для расчета коэффициентов запаса устойчивости.

По результатам расчёта выявлена область нарушения структуры потока в районе спрямляющего аппарата пятой ступени группы ОС и переходного канала. Расчёт оптимизированной формы проточной части компрессора подтвердил устранение данного недостатка. Переход к оптимизированной конструкции ОЦК позволяет повысить границу срыва с π_k^*=18.76 до π_k^*=20.07. Коэффициент запаса устойчивости ΔK_y увеличивается с 13.73% до 21.35%, при этом КПД оптимизированного компрессора увеличивается, в среднем, на 1.5%-2%.

Список использованных источников

[1] Яблоков А.М., Штаничев Р.А., Садовский Н.И., Кожухов Ю.В. «Исследование влияния величины осевого зазора между покрывающим диском рабочего колеса и корпусом центробежного компрессора на газодинамические характеристики малорасходной модельной ступени». Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2020.№5

[2] Сохайл М.У., Хамдани Х.Р., Первез Х. «Численный анализ влияния радиального зазора между лопатками и корпусом на характеристики трансзвукового осевого компрессора». Известия Российской академии наук. Межника жидкости и газов №1, 2020.

[3] STAR-CCM+ v18.06 © 2024 Siemens PLM Software.

[4] Программный комплекс трехмерного моделирования процессов нестационарного нелинейного деформирования Abaqus. Версия 2021.FD03 Dassault Systems Simulia Corp., Providence, RI, USA, 2021
[5] ОСТ 1 02595-86 Компрессоры газотурбинных двигателей. Метод расчета коэффициента полезного действия.
[6] Рекомендательный циркуляр РЦ – АП33 «ГДУ». Процедуры и методы подтверждения соответствия требованиям АП-33 к помпажным и срывным характеристикам (газодинамической устойчивости) авиационных двигателей.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЛОГОС АЭРО-ГИДРО

С.В. Мингалев[1], В.Г. Зидыганов[1,2], М.В. Усанин[1], Д.С. Худяков[1]
[1]АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь
[2]ФГАОУВО «Пермский государственный национальный исследовательский университет», Пермь

Для 8-ступенчетого осевого компрессора авиационного двигателя проведено сравнение характеристик, полученных в ANSYS CFX 2019R2 (модель турбулентности k-epsilon) и Логос Аэро-Гидро (модель турбулентности Спаларта-Аллмараса). Различие по максимальному КПД составило 0.1%, степени повышения полного давления при максимальном КПД – 0.2%, расход оказался заниженным на 0.2%. При этом для получения сопоставимой точности требуются расчетные сетки с большим количеством ячеек.

NUMEICAL SIMULATION OF EIGHT-STAGE AXIAL COMPRESSOR OF AIRCRAFT ENGINE USING LOGOS AERO-HYDRO

S.V. Mingalev[1], V.G. Zidyganov[1,2], M.V. Usanin[1], D.S. Khudyakov[1]
[1]UEC-Aviadvigatel, Perm, Russia
[2]Perm State University, Perm, Russia

Using ANSYS CFX (k-epsilon turbulence model) and Logos Aero-Hydro (Spalart-Allmaras turbulence model), we obtained the performance curve of an eight-stage axial compressor of aircraft engine. The difference in maximum adiabatic efficiencies obtained in ANSYS CFX 2019R2 and Logos Aero-Hydro is 0.1%. When the adiabatic efficiency is maximum, the difference in pressure ratios is 0.2% and the difference in flow rates is 0.2%. Note, that a mesh with a larger number of cells are required to achieve comparable accuracy.

1 Введение

Выполнено моделирование работы 8-ступенчетого осевого компрессора авиационного двигателя (Рис. 1) в Логос Аэро-Гидро, проведено сравнение с результатами, полученными в ANSYS CFX. В [1] схожая задача решалась на примере 1-ступенчетого компрессора, в [2] описано моделирование работы малого ГТД KJ-66 с центробежным компрессором в его составе. В АО «ОДК-Авиадвигатель» Логос Аэро-Гидро 5.3.20 тестировался на задаче о моделировании течения в решетке профилей (без ротор-статор интерфейсов), для которой степень повышения получилась в расчете отличающейся от эксперимента на 2%. В дальнейшем в Логос Аэро-Гидро 5.3.22.805 рассмотрена задача о моделировании работы авиационного двигателя на высотном стенде, для которой был получен значительный дисбаланс масс на ротор-статор интерфейсах (приводящий к отличию расхода от эксперимента на 29% против 0.03% в ANSYS CFX). Дальнейшее тестирование Логос Аэро-Гидро на (описанной в настоящей статье) задаче о моделировании работы 8-ступенчетого осевого компрессора авиационного двигателя проводилось в предрелизных версиях Логос Аэро-Гидро, в которых разработчиками вносились исправления в работе ротор-статор интерфейсов.

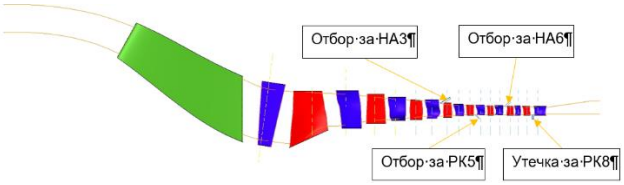


Рис. 1. Схематический вид исследуемого компрессора

В рамках работы необходимо было: 1) построить структурированные сетки с разными размерами ячеек в TRD.Mesher для исследуемого компрессора, 2) получить в Логос Аэро-Гидро и ANSYS CFX 2019R2 зависимости степени повышения давления и адиабатического КПД от приведенного расхода воздуха.

Степень повышения давления рассчитывалась по формуле

$$\pi = \frac{P_{out}}{P_{in}}$$

где P_{out} - полное давление на выходе из компрессора, P_{in} - полное давление на входе в компрессор.

КПД компрессора определялся по формуле

$$KPD = \frac{\pi^{\frac{\gamma(T_s)-1}{\gamma(T_s)}} - 1}{\frac{T_{out}}{T_{in}} - 1}, \quad T_s = \frac{T_{out} + T_{in}}{2},$$

где $\gamma(T_s)$ - зависящий от средней температуры показатель адиабаты, T_{out} - полная температура на выходе из компрессора, T_{in} - полная температура на входе в компрессор. Значение показателя адиабаты определялось по формуле

$$\gamma(T_s) = \frac{1}{1 - \frac{R}{C_p(T_s)M}},$$

где C_p - зависящая от средней температуры теплоемкость, R - универсальная газовая постоянная, M - молярная масса воздуха.

2 Математическая модель

Для целей проведения расчета было построено 7 сеток с 1.2, 2.1, 3.6, 4.9, 6.9, 13.9 и 17.3 млн ячеек в TRD.Mesher 1.5.13. Высота пристеночной ячейки на поверхностях всех лопаток была выбрана, так, чтобы на расчетном режиме безразмерный параметр Y+ лежал в диапазоне от 12 до 16.

В ANSYS CFX использовалась модель турбулентности k-ε с пристеночной функцией scalable. Расчеты в Логос Аэро-Гидро проводились с моделью турбулентности Спаларт-Аллмарас с пристеночной функцией All Y+.

Все расчеты проводились при стоящих по умолчанию настройках.

3 Результаты в ANSYS CFX

Таблица 1. Отклонения значений максимального расхода, максимального КПД и степени повышения полного давления при максимальном КПД от их значений при размере сетки 13.9 млн. ячеек

Размер сетки, млн	Откл. макс. Расхода, %	Откл. макс. КПД, %	Откл. по ст. пов. давл. при макс. КПД, %
1.2	0.99	0.85	3.33
2.1	0.48	0.39	0.48
3.6	0.39	0.16	0.56
4.9	0.19	0.03	0.51
6.9	0.10	0.05	0.21
13.9	0	0	0
17.3	0.03	0.06	0.01

Результаты расчета в ANSYS CFX демонстрирует таблица 1. Отклонение по максимальному предсказываемому расходу и адиабатическому КПД между результатами, полученными на разных сетках, составляет величину порядка 1%. Степень повышения полного давления при максимальном КПД также слабо изменяется для всех сеток, кроме самой грубой сетки. Такие небольшие колебания с одной стороны связаны с сохранением одинакового Y+ на всех сетках, а с другой они показывают способность TRD.Mesher 1.5.13 строить качественные структурированные сетки для турбомашин при разных требованиях по размерам ячеек.

4 Сравнение результатов в ANSYS CFX и Логос Аэро-Гидро

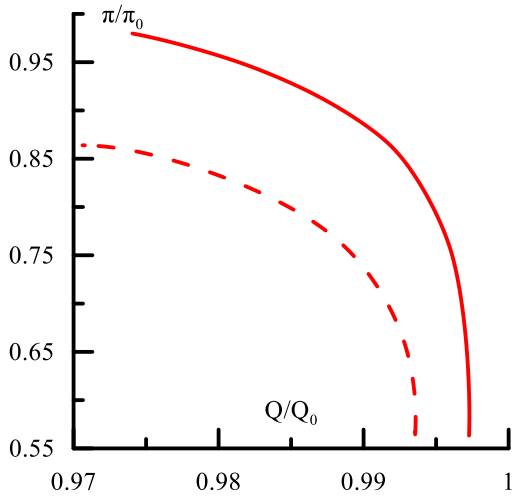


Рис. 2. Зависимость степени повышения давления от приведенного расхода воздуха, полученная на сетках с 4.9, 13.9, 17.3 млн. ячеек в Логос (Спаларт-Аллмарас) и CFX(k-ε). Величины нормированы

Рис. 3. Зависимость адиабатического КПД от приведенного расхода воздуха, полученная на сетках с 4.9, 13.9, 17.3 млн. ячеек в Логос (Спаларт-Аллмарас) и CFX(k-ε) Величины нормированы

Результаты, полученные в Логос Аэро-Гидро с моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса на сетках с 2.1 млн., 3.6 млн., 6.9 млн. ячеек, демонстрируют рис. 2 и 3, из которых можно сделать вывод о том, что зависимости при увеличении дискретизации сетки стремятся к тем, которые были получены в CFX с моделью турбулентности k-ε.

В таблице 2 приведены отклонения значений максимального расхода, максимального КПД и степени повышения полного давления при максимальном КПД в Логос Аэро-Гидро от их значений в расчете в ANSYS CFX при размере сетки 13.9 млн. ячеек. На одинаковой сетке с 13.9 млн ячеек различия в расчетах в Логос Аэро-Гидро и ANSYS CFX в точке характеристики, близкой к расчетной, по КПД достигают 0.5%, по степени повышения давления - 0.2%, при этом расход занижается на 0.6%. На сетке 17.3 млн. элементов различия в расчетах ЛОГОС и CFX уменьшаются, по КПД достигают 0.09%, по степени повышения давления - 0.18%, при этом расход занижается на 0.23%.

Таблица 2. Отклонения значений максимального расхода, максимального КПД и степени повышения полного давления при максимальном КПД в Логос Аэро-Гидро от их значений в расчете в ANSYS CFX при размере сетки 13.9 млн. ячеек

Размер сетки, млн	Откл. макс. Расхода, %	Откл. макс. КПД, %	Откл. по ст. пов. давл. при макс. КПД, %
4.9	0.78	5.05	14
13.9	0.6	0.51	0.2
17.3	0.23	0.09	0.18

Максимальный дисбаланс масс на интерфейсах в Логос Аэро-Гидро составил 0.001% (для сеток с 13.9 и 17.3 млн. ячеек), что по порядку величины совпадает с ANSYS CFX.

3 Заключение

Исследование показало, что при использовании модели Спаларта-Аллмараса Логос Аэро-Гидро позволяет получать характеристики компрессора с точностью сопоставимой с той, которую демонстрирует ANSYS CFX. При этом в Логос Аэро-Гидро требуется использовать расчетные сетки с более высокой дискретизацией.

Список использованных источников

[1] Коломин, И. В. Верификация расчетной модели одноступенчатого компрессора ГТД в CAE "ЛОГОС" / И. В. Коломин // Климовские чтения - 2024: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей научно-технической конференции, Санкт-Петербург, 14–16 ноября 2024 года. – Санкт-Петербург: ООО "Скифия-принт", 2024. – С. 105-110. – EDN GQLOHR.

[2] Мингалев, С. В. Моделирование работы авиамодельного газотурбинного двигателя Kj-66 в отечественном и иностранном программном обеспечении / С. В. Мингалев // Супервычисления и математическое моделирование: Тезисы XIX Международной конференции, Саров, 20–24 мая 2024 года. – Саров: Федеральное государственное унитарное предприятие "Российский Федеральный ядерный центр - Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики", 2024. – С. 126-127. – EDN AWMSBT.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ПАРАМЕТРЫ КОМПРЕССОРА ГТД

К.С. Федечкин, Г.В. Кретинин, И.Н. Егоров
ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО “ОДК-УМПО”, Москва

Оценка высотно-скоростных характеристик ГТД является важной составляющей в разработке авиационного двигателя, от качества которой будут зависеть летные характеристики самолета. В свою очередь характеристики ГТД зависят от характеристик его элементов и влияния на них скорости и высоты полета. В представленной работе сделана попытка расчетной оценки (CFD-3D) изменения параметров компрессоров современного ГДТ в зависимости от изменяющихся условий полета и учета совместной работы КНД и КВД. Полученные расчетные данные были сопоставлены с результатами экспериментальных исследований в ТБК ЦИАМ.

EVALUATION OF THE FLIGHT SPEED AND ALTITUDE INFLUENCE ON THE GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR PARAMETERS

K.S. Fedechkin, G.V. Kretinin, I.N. Egorov
EDB named after A. Lyulka – branch of JSC «UEC-UMPO», Moscow

The evaluation of height-speed characteristics of gas turbine engines is an important component in their development, which quality will impact the flight characteristics of the whole aircraft. In turn, the characteristics of the GTE are based on the characteristics of its components and the flight speed and altitude influence. This work presents a computational evaluation (CFD-3D) of the variation in compressor parameters of modern gas turbine engines in response to changing flight conditions, while considering the combined operation of the high-pressure and low-pressure stages. The obtained computational data were compared with the results of experimental studies conducted at the TBC CIAM.

1 Введение

Современный сверхзвуковой многорежимный самолет обладает широким диапазоном высот и скоростей полета (рис.1), который во многом определяется характеристикой силовой установки летательного аппарата. Традиционно первые испытания авиационного двигателя, имитирующие различные условия полета осуществляются в ТБК ЦИАМ, где можно получить значительно больший объем информации о работе двигателя, чем на борту самолета.

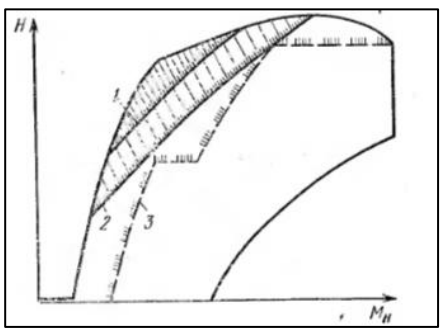


Рис 1. Диапазон высот и скоростей полета современного сверхзвукового многорежимного самолета.

2 Описание работы

В работе были рассмотрены результаты испытаний в ТБК ЦИАМ в широком диапазоне высот и скоростей двух современных ГТД, отличающихся друг от друга аэродинамической нагруженностью КНД. Анализ полученных экспериментальных результатов показал, что параметры двигателя отличаются от ранее предсказанных расчетных параметров (даже с учетом существующих поправок на характеристики элементов двигателя по числам Рейнольдса [1, 2]). Для детального изучения влияния условий полета на характеристики компрессоров была разработана модель расчёта (CFD-3D) течения в КНД и КВД с учетом их совместной работы в двигателе (рис.2).

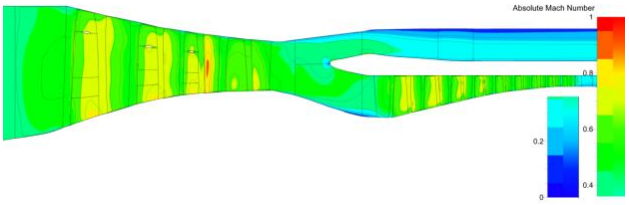


Рис. 2 Расчётная модель (CFD-3D) течения в КНД и КВД

Модель течения (CFD-3D) КНД и КВД была верифицирована по результатам автономных испытаний прототипов компрессоров. Использованный подход позволил оценить вклад изменения характеристик компрессоров в изменение параметров двигателя с учетом их совместной работы, а также получить качественную и количественную оценку изменения характера течения воздуха в компрессоре и основные его интегральные параметры в зависимости о высоты и скорости полета. В качестве примера оного из полученных результатов показано изменение КПД (на рабочей линии) компрессора низкого и высокого давления в зависимости от высоты при полете на дозвуковой скорости (рис.3).

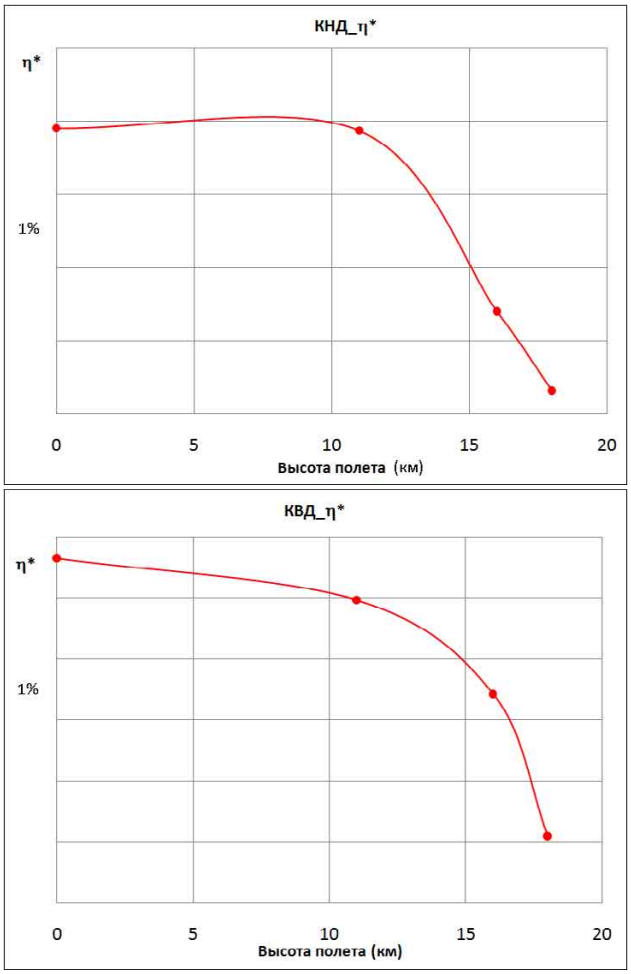


Рис. 3 Изменение КПД компрессоров от высоты полета.

3 Заключение

В результате выполненных расчетных и экспериментальных исследований было изучено влияние условий полета на характеристики компрессоров. Данные результаты позволили получить уточняющие зависимости для характеристик компрессоров, которые повышают точность моделирования параметров двигателя в широком диапазоне высот и скоростей.

Список использованных источников

[1] Schaffler, A., “Experimental and Analytical Investigation of the Effects of Reynolds Number and Blade Surface Roughness on Multistage Axial Flow Compressors”, ASME Paper # 79-GT-2, 1979

[2] Koch, C.C., “Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages”, ASME Paper # 81-GT-3, 1981

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПО ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ КОМПРЕССОРОВ ГТД

Д.А. Никитин[1], Н.Б. Кузнецов[2], А.А. Рябов[1], Л.В. Шабарова[1], К.В. Щулепов[1]
[1] ООО «Саровский Инженерный Центр», Саров, Россия
[2] АО «ОДК-Климов», Санкт Петербург, Россия

Целью работы является определение степени готовности отечественного программного обеспечения (ПО) применительно к решению задач аэродинамики компрессоров газотурбинных двигателей с перспективой замещения пакета программ (ПП) Логос зарубежных коммерческих ПП (ANSYS CFX, ANSYS Fluent, Siemens Simcenter STAR-CCM+), а также анализ возможностей отечественного сеточного генератора TRD Mesher. На основе анализа результатов работы получена независимая непредвзятая оценка готовности ПП Логос к замещению импортных ПП при решении задач аэродинамики компрессоров.

INVESTIGATION OF THE POSSIBILITY OF USING NATIONAL SOFTWARE TO SOLVE PROBLEMS OF CALCULATION OF AERODYNAMICS OF GAS TURBINE ENGINE COMPRESSORS

D.A. Nikitin[1], N. Kuznetsov[2], A. Ryabov[1], L.V. Shabarova[1], K.V. Shchulepov[1]
[1] Sarov Engineering Center, Sarov, Russia
[2] JSC «UEC-Klimov», Saint Petersburg, Russia

The aim of the investigation is to determine the level of readiness of national computer simulation software as applied to solving problems of aerodynamics of compressors of gas turbine engines with the prospect of replacing foreign commercial software packages (ANSYS CFX, ANSYS Fluent, Siemens Simcenter STAR-CCM+) with the Logos software, as well as to analyze the capabilities of the national grid generator TRD Mesher. Based on the analysis of the results of the investigation, an independent unbiased assessment of the readiness of the Logos software to replace imported software in solving problems of compressor aerodynamics was obtained.

1 Введение

В настоящее время замещение зарубежного программного обеспечения в области CAE является условием технологической независимости стратегических отраслей отечественной промышленности. При этом переход на отечественные программные продукты не должен привести к снижению объемов и качества выпускаемой продукции. Для обеспечения надежного перехода на отечественное программное обеспечение без потери в эффективности работы проводится предварительное функциональное тестирование отечественных программных продуктов, в данном случае ПП Логос [1] и TRD Mesher [2], на предмет готовности к замещению импортных решений. Проводится сравнение с иностранными программными продуктами, применяемыми в отрасли, в части удобства использования, функциональных возможностей, скорости, точности и стабильности решений.

В рамках работы решаются следующие задачи:

- анализ функциональности сеткопостроителя TRD Mesher и его совместимости с ПП Логос;
- анализ достаточности функциональных возможностей ПП Логос для решения типовых задач аэродинамики компрессоров ГТД, а также сравнение точности, скорости и ресурсоемкости отечественного ПО с замещаемым иностранным ПО;
- выработка предложений по доработке и внедрению отечественного ПП Логос.

Проводится кросс-верификация и валидация расчетных моделей и подходов для определения аэродинамических характеристик роторного венца компрессора Rotor 37 [3-5], ступеней компрессоров ИТ-43 и С-20 [3], а также экспериментального центробежного компрессора с использованием ПП Логос (версия 5.3.23.207, модуль Логос Аэро-Гидро) и TRD Mesher (версия 1.5.12). Выполнено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными, а также с результатами, полученными в ПП ANSYS CFX [6].

2 Постановка задачи и исходные данные

Для исследования ступени компрессора Rotor 37 используются размеры в «горячем» состоянии. Анализ характеристик проводится на номинальном режиме. Общий вид роторного венца представлен на Рис. 1.

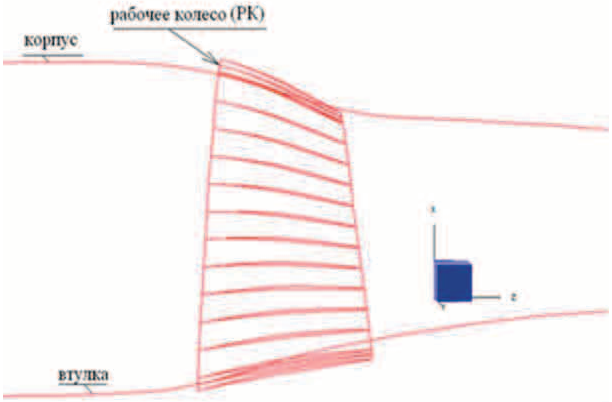


Рис. 1. Общий вид роторного венца компрессора Rotor 37

Экспериментальная ступень компрессора ИТ-43 состоит из вращающегося рабочего колеса и неподвижного направляющего аппарата. Расчет характеристик ступени компрессора проводится для двух значений частоты вращения ротора компрессора: n=0.6 номинала и номинал. Общий вид ступени компрессора представлен на Рис. 2.

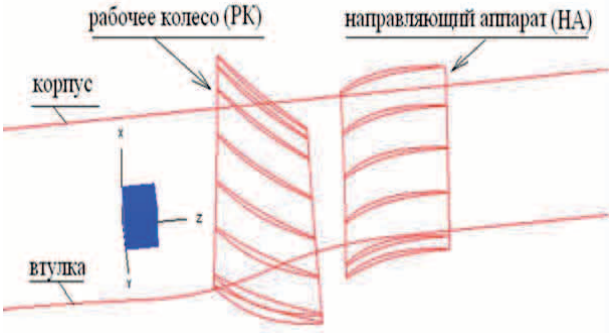


Рис. 2. Общий вид ступени компрессора ИТ-43

Экспериментальная ступень компрессора С-20 представляет собой типичную ступень осевого компрессора с осевыми входом и выходом, состоящую из двух лопаточных венцов: рабочего колеса и направляющего аппарата. Расчеты характеристик ступени проведены для двух частот вращения ротора: номинал и n=0.8108 номинала.

Экспериментальный центробежный компрессор представляет собой входное устройство, осерадиальное рабочее колесо, двурядный лопаточный диффузор и спрямляющий аппарат. Расчеты характеристик ЦБК проведены для шести частот вращения ротора: номинал, n=0.6, n=1.2, n=0.75, n=0.85 и n=0.9 номинала.

Для всех указанных компрессоров в качестве рабочего тела принимается воздух, имеющий следующие основные параметры:

- молекулярная масса M=28.96 кг/кмоль;
- теплоемкость C_p определяется полиномиальной зависимостью от температуры в формате НАСА [7];
- динамическая вязкость μ задана зависимостью от температуры в соответствии с законом Сазерленда.

Для всех компрессоров на входе в расчетную область параметры воздушной среды имеют следующие значения:

- полное давление $P^*_{вх}$=101325 Па;
- полная температура $T^*_{вх}$=288.15 К;
- направление потока – по нормали.

На выходе задается осредненное статическое давление $P_{вых}$, варьируемое в диапазонах, необходимых для построения напорных характеристик.

Теплообмен со стенками компрессора и лопатками не учитывается.

Выходные параметры расчёта – полные давление и температура на выходе $P^*_{вых}$ и $T^*_{вых}$, расход воздуха на входе $G_{вх}$.

Целью расчёта является определение зависимости степени повышения давления π^* и коэффициента полезного действия η^* от расхода воздуха $G_{вх}$, а также дальнейшее сопоставление результатов моделирования в ПП Логос с экспериментальными данными и результатами, полученными с использованием иностранного ПП ANSYS CFX.

3 Математическая модель

В ПП Логос движение газа описывается системой уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, уравнением энергии, уравнением состояния. Система замыкается уравнениями модели турбулентности SST с функцией стенки ALL y+ [8]. Численное решение выполняется методом конечных объемов в сочетании с неявной схемой интегрирования второго порядка.

Задача для всех компрессоров решается в секторной постановке с использованием неявного интерфейса типа «ротор/статор» на границе венцов. Периодичность ротора и статора определяется по количеству лопаток в соответствующих венцах.

В качестве рабочего тела используется сжимаемая среда, чем обусловлен выбор связанного решателя. Задача решается в стационарной постановке, с использованием алгебраического многосеточного решателя (AMG). Число Куранта варьируется в диапазоне CFL=1…50.

4 Расчетная сетка

Решение валидационных задач проводится на блочно-структурированных сетках, построенных в отечественном сеточном генераторе TRD Mesher. Это

автоматизированный сеточный генератор для турбомашин, позволяющий в максимально автоматизированном режиме проводить дискретизацию расчётной области проточной части лопаточных машин для последующего трёхмерного газодинамического анализа, учитывая характерные особенности, такие как: радиальные зазоры, отборы газа из проточной части, галтели, многолопаточные венцы (сплиттеры, тандемы).

На Рис. 3, для примера, приведен фрагмент сеточной модели ступени компрессора С-20, построенной в TRD Mesher.

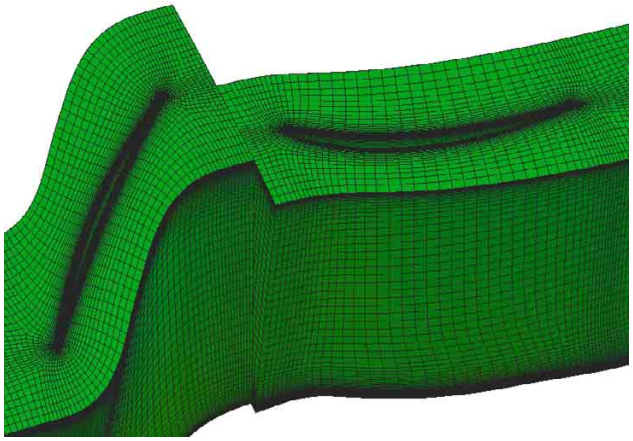


Рис. 3. Фрагмент сеточной модели ступени компрессора С-20, построенной в TRD Mesher

5 Результаты расчетов и их анализ

На Рис. 4 представлены графики зависимостей степени повышения давления от расхода рабочего тела для Rotor 37, полученные в результате численного моделирования и экспериментальных исследований. Приведены три расчетные кривые: результаты определения аэродинамических характеристик в ПП Логос (на основании исследования сеточной сходимости использована сетка, содержащая ~400 тыс. ячеек), в ANSYS CFX на этой же сетке и в ANSYS CFX на сетке, выбранной в качестве оптимальной для расчета в данном ПП (~600 тыс. ячеек). В расчете степени повышения давления и КПД ПП Логос и ANSYS CFX продемонстрировали близость результатов по отклонению от эксперимента. Средние относительные отклонения расчетной степени повышения давления от экспериментальных данных составили 2.7% для Логос и 2.3% для ANSYS CFX. В части определения КПД средние относительные отклонения от экспериментальных данных составили 2.9% для Логос и 3% для ANSYS CFX.

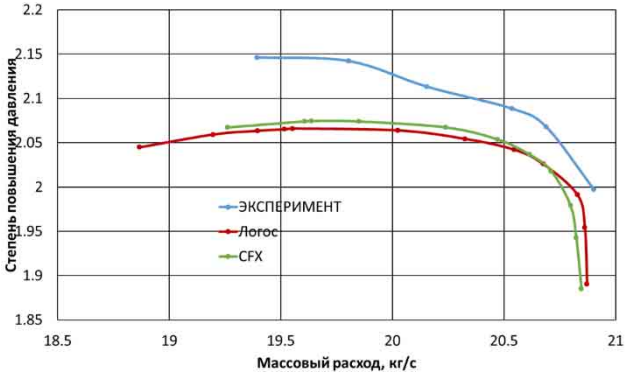


Рис. 4. Зависимость степени повышения давления от расхода воздуха для Rotor 37

На Рис. 5, 6 представлены зависимости степени повышения полного давления от расхода воздуха на входе в ступень компрессора С-20 и КПД ступени, полученные в результате численного моделирования и экспериментальных исследований. Расчеты как в ПП Логос, так и в ANSYS CFX выполнены с применением сеточной модели, имеющей в своем составе 708 тыс. ячеек. Рассмотрены два режима: номинальные обороты n=1 и режим n=0.8108 номинала.

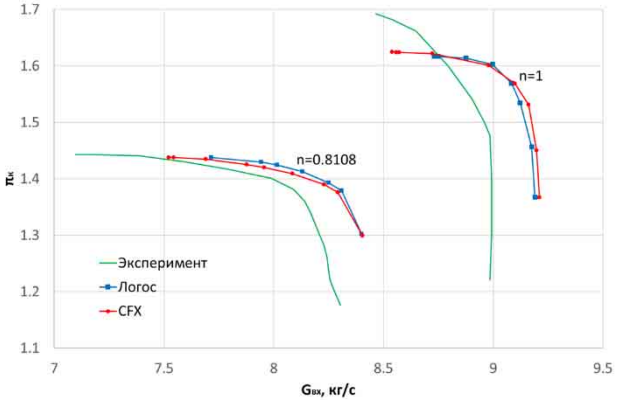


Рис. 5. Зависимость степени сжатия от расхода воздуха для С-20

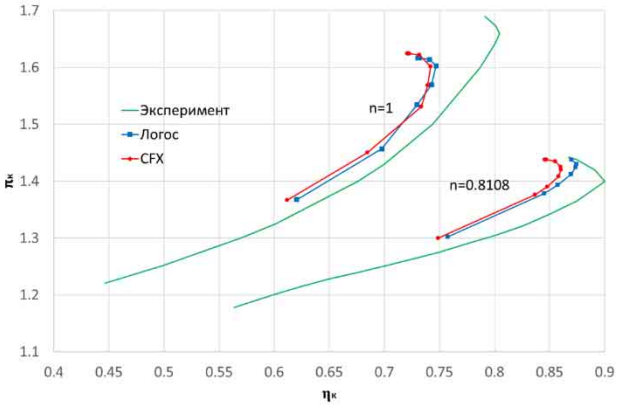


Рис. 6. Зависимость степени сжатия от КПД для С-20

Отечественный и иностранный инженерные пакеты в равной степени завышают расход воздуха через ступень вблизи границы запирания напорных характеристик по сравнению с экспериментом. При $\Delta G_{Логос}$=0.190 кг/с (относительная погрешность $\delta G_{Логос}$=2.11%), ΔG_{CFX}=0.210 кг/с (δG_{CFX}=2.33%) для

номинального режима; на $\Delta G_{Логос}$=0.195 кг⁄с ($\delta G_{Логос}$=2.38%), ΔG_{CFX}=0.200 кг⁄с (δG_{CFX}=2.44%) для режима 0.8108 номинала.

Напорные характеристики, полученные в отечественном и иностранном пакетах, близки. Однако, граница ГДУ, определенная в ANSYS CFX, находится левее, чем в Логос, на ΔG=0.212 кг⁄с для номинального режима, на ΔG=0.200 кг⁄с для режима n=0.8108.

Средняя относительная погрешность при определении уровня напора характеристик: на номинальном режиме $\delta\pi_{Логос}$=2.11%, $\delta\pi_{CFX}$=3.34%; на режиме 0.8108 номинала $\delta\pi_{Логос}$=0.47%, $\delta\pi_{CFX}$=0.16%. Видно, что оба инженерных пакета находятся на одном уровне по данному критерию. На более низком режиме расчет воспроизводит эксперимент с большей точностью.

На Рис. 7, 8 представлено сравнение быстродействия и потребляемой памяти для отечественного и зарубежного ПП при расчете характеристик экспериментального центробежного компрессора. Видно, что сходимость в ПП Логос достигается быстрее, вне зависимости от числа ядер, чем в ANSYS CFX. Потребление памяти в ПП Логос в меньшей степени зависит от числа ядер, на которые производится распараллеливание задачи, чем в ANSYS CFX.

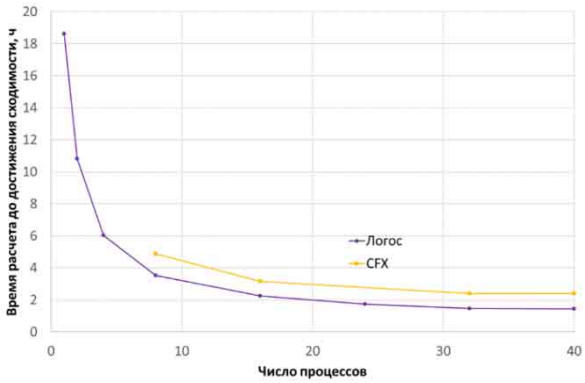


Рис. 7. Зависимость времени расчета до достижения сходимости от числа процессов

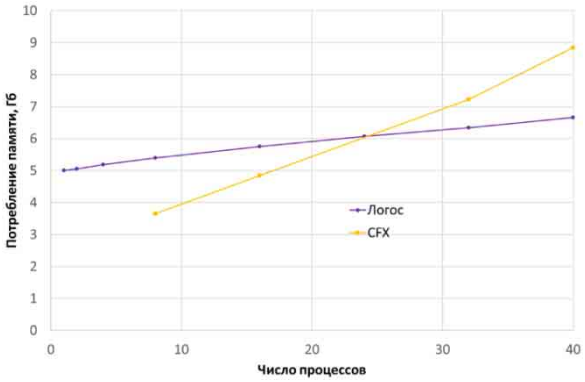


Рис. 8. Зависимость потребления памяти от числа процессов

6 Заключение

ПП Логос (модуль Логос Аэро-Гидро) при решении рассмотренного класса задач двигателестроительной отрасли по качественным и количественным показателям результатов расчетов не уступает ведущим зарубежным программным продуктам. Вместе с тем требуется дальнейшее совершенствование Логос для повышения удобства и эффективности использования: обеспечение корректной работы пользовательских выражений при задании граничных условий; развитие инструментария «Логос Монитор»; обеспечение возможности использования турбоповерхностей в постпроцессоре ScientificView; корректное сохранение результатов при применении операции «Модификация сетки».

Набор инструментов и качество их реализации в сеточном генераторе TRD Mesher позволяют быстро и качественно строить структурированные сетки для моделирования аэродинамики компрессоров ГТД.

Настоящая работа выполнена в интересах АО «ОДК».

Список использованных источников

[1] Логос 5.3.23.207.
[2] TurboR&D.Mesher v1.5.12.
[3] https://www.nasa.gov/.
[4] В.Л. Блинов, И.С. Зубков. Верификация расчётной модели трансзвуковой ступени для решения задач учёта влияния эрозионного износа на работу осевого компрессора. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023, № 1, с. 51-62.
[5] A. Ameri. NASA Rotor 37 CFD Code Validation: Glenn-HT Code. AIAA Paper 2009-1060.
[6] ANSYS CFX 2024 R1.
[7] A. Burcat, B. Ruscic. Third Millennium Ideal Gas and Condensed Phase Thermochemical Database for Combustion with Updates from Active Thermochemical Tables. September 2005 (revised April 2017).
[8] В.В. Еременко, А.Е. Михайлов, А.Б. Михайлова, М.О. Горюхин, Д.Г. Красноперов. Сравнительный анализ влияния моделей турбулентности при численном моделировании экспериментальной ступени центробежного компрессора. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023, № 4, с. 99-111.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СКВОЗНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Е.С. Горячкин[1], Е.Д. Гатауллина[1], С.А. Мельников[1], А.И. Щербань[1]
[1] Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара

В работе показаны основные положения разработанной авторами методики сквозного проектирования многоступенчатых осевых компрессоров газотурбинных двигателей. Методика включала этапы начального проектирования с использованием 1D моделей. Затем выполнялась оценка полученных вариантов и расчет наиболее перспективных с использованием 3D моделирования, а также выбор вариантов для дальнейшей детальной доводки. Детальная доводка выполнялась с использованием 3D численных моделей и методов оптимизации. Апробация методики выполнена при проектировании трех различных многоступенчатых компрессоров.

AERODYNAMIC DESIGN OF MULTISTAGE AXIAL COMPRESSORS OF GAS TURBINE ENGINES USING END-TO-END TECHNOLOGIES

E.S. Goriachkin[1], E.D. Gataullina[1], S.A. Melnikov[1], A.I. Shcherban[1]
[1] Samara National Research University, Samara, Russia

The results of the work show the methods of development of end-to-end design of multi-stage axial compressors of gas turbine engines. Methodology for determining the stages of initial design using 1D models. Then the obtained variants were evaluated and the most promising ones were calculated using 3D modeling, as well as the variants were selected for further detailed refinement. Detailed refinement was performed using 3D numerical models and optimization methods. The methodology was tested during the design of three multi-stage compressors.

1 Введение

Многоступенчатые компрессоры современных газотурбинных двигателей характеризуются повышенной нагруженностью для уменьшения числа ступеней, габаритов и массы. Их эффективное проектирование требует применения методов проектирования и доводки с использованием 3D численного моделирования и анализа пространственной структуры потока. В то же время, основные параметры компрессора в большой степени определяются на стадии начального проектирования. Поэтому актуальной задачей является разработка сквозных методов проектирования компрессоров, которые включают этапы от начального с использованием 1D моделей до детальной с использованием 3D моделей. Это позволит объединить преимущества легких и устойчивых 1D моделей и точность 3D моделей, сформировать обоснованные ограничения и рекомендации на закладываемые параметры компрессора при начальном проектировании.

Разработанная методика включает этапы начального проектирования и детальной доводки рабочего процесса с использованием трехмерного численного моделирования. Схема метода проектирования показана на рисунке 1. При начальном проектировании определяется облик проточной части, выполняется проектный термодинамический расчет, а также одномерный газодинамический расчет на среднем диаметре и по высоте проточной части. Для выбора параметров в ходе начального проектирования компрессора используется статистическая обработка параметров известных компрессоров. Начальное проектирование выполняется для нескольких конфигураций компрессоров, различающихся основными конструктивными параметрами: типом проточной части, количеством ступеней, частотой вращения и другими. Для наиболее перспективных из

полученных вариантов выполнено трехмерное моделирование и комплексное сопоставление параметров рабочего процесса. На его основе выбирается наиболее перспективный вариант, для которого в последствии выполняться доводка с использованием трехмерного численного моделирования и методов автоматизированной оптимизации.

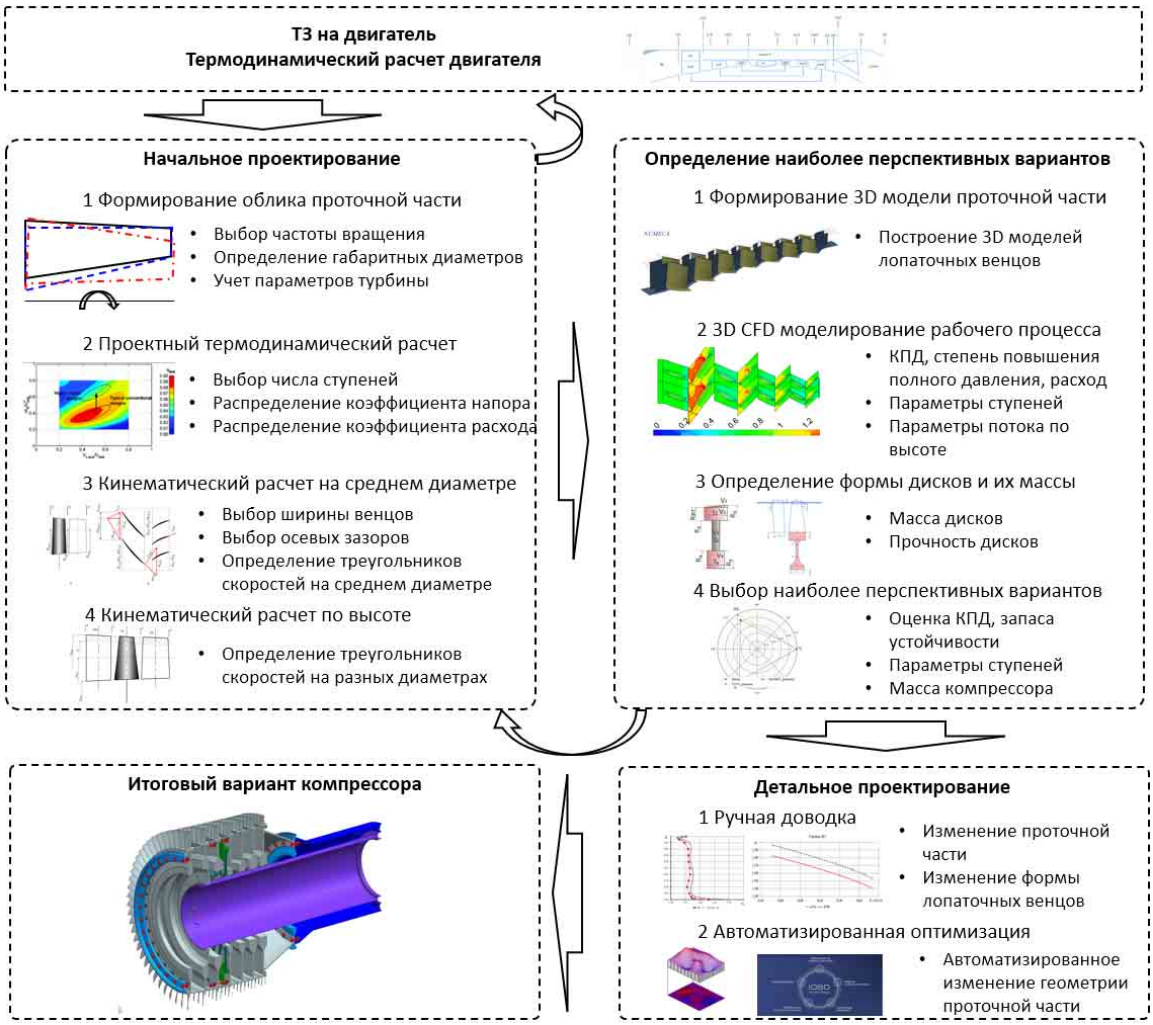


Рис. 1. Схема метода проектирования

2 Начальное проектирование

Определение характерных диаметров и частоты вращения ротора компрессора выполняется по известным методикам, изложенным, например в [1].

В ходе проектного термодинамического расчета компрессора задаются распределения коэффициента теоретического напора $\bar{H}_{\text{т}}$, коэффициента расхода $\bar{C}_a$ и других параметров по ступеням компрессора с целью получения оптимальный параметров ступеней по диаграмме Смита [2]. На основе анализа рабочего процесса известных авторам компрессоров и данных, приведенных в научно-технической литературе, сформированы рекомендации к рациональному распределению параметра нагруженности по ступеням компрессора. Оно должно иметь вид параболы: в первых ступенях компрессора высокого давления рекомендуется значение 0,26 – 0,28, в средних не более 0,3 – 0,33, а в последних ступенях 0,26 – 0,28.

В ходе проектного расчета на среднем диаметре назначаются значения осевой составляющей скорости c_a по лопаточным венцам, которое затем изменяются и уточняются с целью обеспечения приемлемых значений углов потока в относительном движении β_1, углов поворота потока $\Delta\beta$ и приведённой скорости потока в относительном движении на входе в рабочее колесо. Также на данном этапе задается начальное распределение степени реактивности $\rho_{\text{ст}}$ по ступеням компрессора.

При выполнении проектного расчета на среднем диаметре контролируется торможение потока в РК и в НА (критерий Де Хеллера). Во избежание повышенных гидравлических потерь в РК и НА значения этих отношений должно быть больше 0,70 [3, 4]. В противном случае изменяется величина $\rho_{\text{ст}}$. Если

добиться таким образом необходимого значения $W_{2/1}$ или $C_{3/2}$ не удавалось, то перераспределяются величины $\bar{H}_т$ по ступеням компрессора.

В ходе начального проектирования целесообразно рассматривать разные варианты компрессора, различающиеся основными параметрами: количеством ступеней, схемами проточной части, приведенной окружной скоростью на концевом диаметре РК1, числом Маха и высотой лопатки на выходе из компрессора (для компрессора высокого давления).

3 Определение наиболее перспективного варианта для дальнейшей доводки

Начальное построение трехмерной модели проточной части спроектированных вариантов компрессора целесообразно выполнять с использованием метода многодугового профилирования МСА [5]. В данном методе кривые спинки и корытца профиля состоят из двух дуг. Передние дуги профиля образуют сверхзвуковую часть профиля, а задние дуги профиля образую дозвуковую часть профиля. За счет изменения угла отгиба входной кромки и точки положения максимальной толщины профиля вдоль хорды можно изменять кривизну передней и задней частей профиля и получать эффективные профили как для сверхзвукового, так и для дозвукового потока.

После формирования трехмерных моделей проточной части компрессоров выполняется их численное моделирование с использованием 3D CFD решателя. Для получения достоверных результатов моделирования настройки численных моделей выбирались на основе имеющегося опыта верификации численных моделей компрессоров подобного класса по результатам экспериментальных испытаний [8].

Для сопоставления и выбора наиболее перспективных вариантов компрессора для каждого варианта оценивается комплекс параметров: интегральные параметры и характеристики компрессора; параметры ступеней компрессора в расчётной точке; выделенные характеристики ступеней вдоль напорной ветки; масса компрессора. Комплекс данных параметров вычислялся автоматически специальной программой пост-обработки результатов расчета.

4 Детальная доводка выбранного варианта

Детальная доводка рабочего процесса компрессора выполнялась с использованием комплекса параметров, аналогичных тому, который был использован для сопоставления вариантов компрессора между собой. Основная цель детальной доводки компрессора – обеспечить достаточный запас устойчивости при максимальном КПД. Достижение этого выполняется за счет изменения формы лопаток и меридиональных обводов проточной части. Это изменение может выполняться вручную или автоматизировано с использованием специального программного обеспечения для математической оптимизации, например, IOSO.

4 Апробация метода проектирования

Апробация разработанного метода проектирования компрессоров была выполнена на примере проектирования нескольких многоступенчатых осевых компрессоров газотурбинных двигателей: компрессоры среднего и высокого давления трехвального газотурбинного двигателя, компрессор высокого давления одновального газотурбинного двигателя.

В качестве примере на рисунке 2 показаны компоновки рассмотренных вариантов компрессора высокого давления, а на рисунке 3 начальные характеристики нескольких наиболее перспективных вариантов по 3D расчету.

Апробация показала работоспособность созданного метода проектирования и пригодность для проектирования эффективных современных компрессоров с высокой газодинамической нагрузкой.

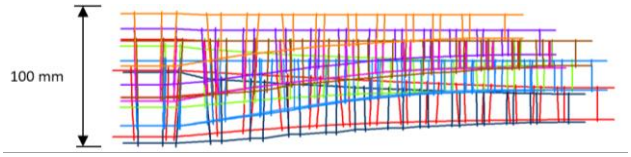
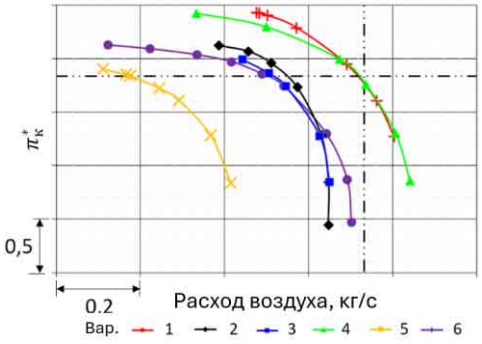


Рис. 2. Рассмотренные компоновки компрессора высокого давления



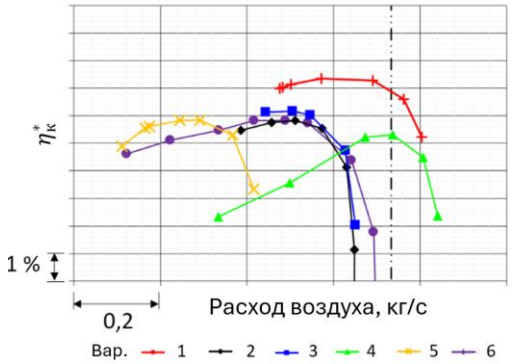


Рис. 3. Начальные характеристик компрессора высокого давления по 3D расчету

5 Заключение

В результате работы была разработана методика сквозного проектирования многоступенчатых осевых компрессоров газотурбинных двигателей, которая позволяет выполнить проектирование начиная от осевой линии, заканчивая детальной трехмерной доводкой с обеспечение высокой эффективности и достаточных запасов устойчивой работы. Апробация методики выполнена на примере проектирования нескольких многоступенчатых компрессоров, в результате которого все требуемые параметры компрессоров были достигнуты.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках гранта «Изучение закономерностей рабочих процессов нагнетательных машин на базе сопряженных математических моделей (FSSS-2024-0015)».

Список использованных источников

[1] O. Domere 2008 Aero–Engine Design: from state of the art turbofans towards innovate architectures. HP compressor aerodynamics: 3D design and stage matching, von Karman institute for fluid dynamics; – Lecture Series 2008–03, 550 p.

[2] Mark R. Anderson Improved Smith chart for axial compressor design. Proceedings of ASME Turbo Expo 2018 Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2018, GT2018-75845

[3] N. A. Cumpsty. Compressor Aerodynamics, Longman Scientific & Technical, 1989, 509 p.

[4] Koch, C.C. Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages J. Eng. Eng. Power. Oct 1981, 103(4), pp 645-656

[5] Wright, L.C. Blade Selection for a Modern Axial–Flow Compressor NASA Technical report №19750003128, 1985. pp. 1-24.

[6] I. N. Egorov, G. V. Kretinin , K. S. Fedechkin. Multi–Level Robust Design Optimization Fan Workshop CEAS, Vrije Universiteit Brussels (VUB), Brussels, Belgium, 2010, pp 1-10

[7] Kuzmenko M.L. Improvement of the gas-turbine engine compressor using modern CFD technique and "IOSO NM" optimization software, 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Portsmouth, VA, 2006, pp 537-546

[8] Popov G., Egorov I., Goriachkin E. Optimization Method of the Multistage Axial Compressors Using CFD Simulation, International Journal of Computational Methods Vol. 19 No. 06, 2022

МЕТОДИКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПРЕССОРА ГТД

К.С. Федечкин, Б.В. Кароник, И.Н. Егоров, А.Г. Кретинин
ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО “ОДК-УМПО”, Москва

В процессе разработки компрессора ГТД в настоящее время, на наш взгляд, наиболее интересной является интеграция традиционных методов проектирования (1D), современных методов расчета течения и методов параметрической оптимизации. Для решения задачи проектирования компрессора была организована сквозная процедура обмена данными между процессами проектирования и профилирования лопаточных венцов компрессора, параметрическим описанием его геометрии, математической моделью расчёта течения (CFD-3D), термодинамической моделью двигателя и алгоритмом оптимизации. Данный подход к проектированию компрессора используется в ОКБ им. А. Люльки при разработке новых образцов авиационной техники.

METHODOLOGY OF AERODYNAMIC DESIGN OF A GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR

K.S. Fedechkin, B.V. Karonik, I.N. Egorov, A.G. Kretinin
EDB named after A. Lyulka – branch of JSC «UEC-UMPO», Moscow

In the process of developing a gas turbine engine compressor, we currently find the integration of traditional design methods (1D), modern flow calculation techniques, and parametric optimization methods to be the most interesting. To address the task of the compressor design, a comprehensive data exchange procedure has been established between the compressor blade rows design and profiling processes, the parametric description of compressor’s geometry, the

1 Введение

При разработке и совершенствовании элементов газотурбинных двигателей и повышении их эффективности большое внимание уделяется аэродинамике проточной части компрессора. Причем добиться качественного повышения газодинамических параметров компрессора в настоящее время можно лишь сочетая традиционные подходы проектирования [1] (для снижения технического риска) и привлекая численные методы расчета пространственного течения (CFD-3D) с интегрированными современными методами оптимизации [2] (для определения предельно возможных газодинамических параметров) (рис.1).

2 Описание работы

Для решения задачи проектирования компрессора была организована сквозная процедура обмена данными между процессами проектирования и профилирования лопаточных венцов компрессора, параметрическим описанием его геометрии, математической моделью расчёта течения (CFD-3D), термодинамической моделью двигателя и алгоритмом оптимизации. В качестве информационной поддержки инженера-проектировщика или расчетчика используется база данных о существующих компрессорах с подробным описанием их геометрических и газодинамических параметров, расчётной CFD-3D моделью и экспериментальными данными.

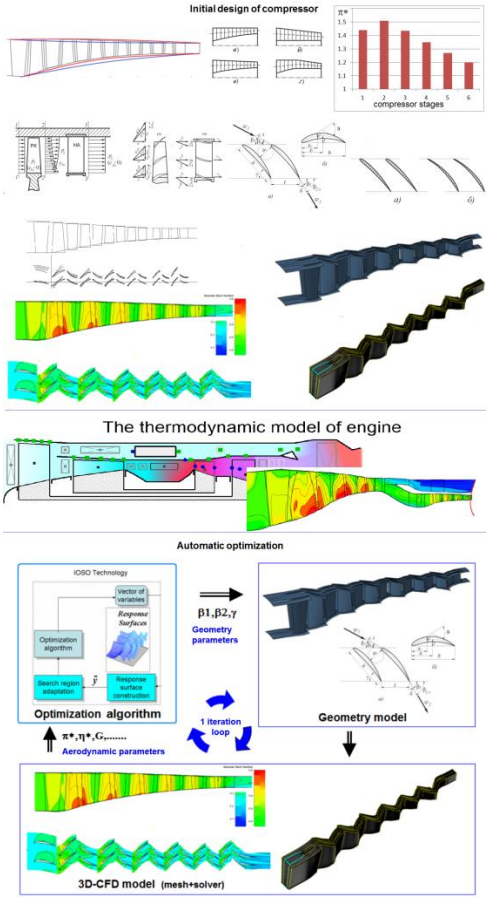


Рис 1. Основные элементы методики аэродинамического проектирования компрессора

Для повышения точности расчёта характеристик компрессора с использованием CFD-3D моделей различного уровня сложности, предусматривается процедура верификации модели по имеющейся расчетно-экспериментальной базе данных, которая насчитывает более 70 различных ступеней и компрессоров ГТД (рис.2). Использование термодинамической модели ГТД для оценки работоспособности компрессора при взаимодействии с другими элементами двигателя позволяет уйти от формального подхода к проектированию компрессора в одной проектной точке на его характеристике. Более того результаты моделирования работы компрессора в системе ГТД позволяют определить критически важные для него режимы и формализовать требования для последующей постановки задачи оптимизации. Также, в работе рассмотрены различные факторы, влияющие на работу компрессора в системе двигателя и влияющие на его характеристику. Для решения задач оптимизации был организован замкнутый цикл обмена данными между алгоритмом оптимизации, параметрическим описанием геометрии компрессора и математической моделью течения в компрессоре. В качестве примера применения представляемой методики аэродинамического проектирования компрессора, рассмотрены КНД и КВД современного ГТД. Цель данного исследования заключалась в повышении основных газодинамических параметров различных точках на рабочей линии компрессора, при сохранении основных газодинамических параметров на других режимах.

3 Заключение

В результате выполненных исследований был найден вариант геометрии лопаточных венцов ротора и статора компрессора с увеличенным на 1-2% по сравнению с начальным проектом уровнем КПД при сохранении запаса ГДУ в рабочем диапазоне частот вращения.

Список использованных источников

[1] Газодинамический расчет компрессоров авиационных газотурбинных двигателей; Н.Д. Тихонов, И.И. Мотин; изд. МГТУГА, Москва 1999г

[2] Egorov, I.N., Kuzmenko, M.L., Shmotin, Yu.N., and Fedechkin K.S., 2007, “Optimization of the Gas Turbine Engine Parts Using Methods of Numerical Simulation ", ASME paper GT2007 28205

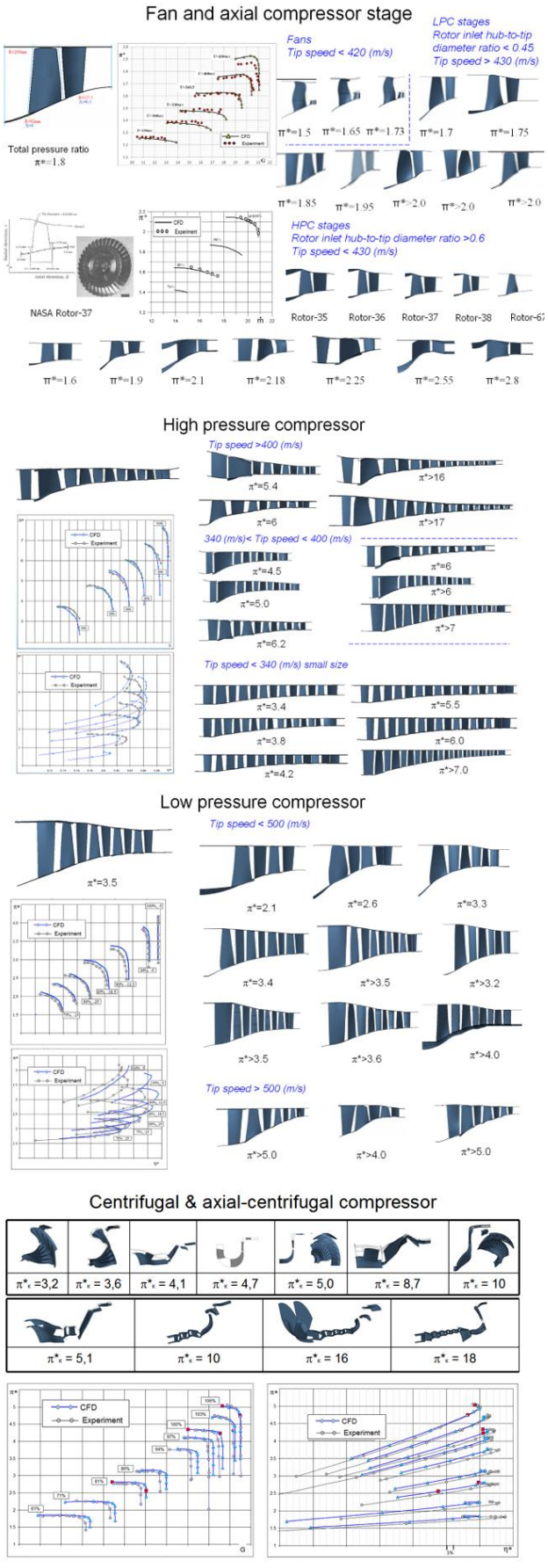


Рис 2. Расчетно-экспериментальная база данных ступеней и компрессоров

МОДЕРНИЗАЦИЯ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ГТП АЛ-41СТ-25

А.С. Макарычев, К.С. Федечкин, Б.В. Кароник
ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО “ОДК-УМПО”, Москва

В настоящее время в России ведутся работы по созданию семейства газотурбинных приводов (ГТП) для газоперекачивающих станций на базе авиационных двигателей. АЛ-41СТ-25 – один их таких проектов. Это новый российский двигатель, более экономичный и экологичный, а также технически совершенный, чем его предшественники. Однако для сохранения технического лидерства в разработке газотурбинных двигателей и создания семейства ГТП различной мощности требуется постоянное улучшение основных газодинамических параметров двигателя, особенно на этапе ОКР и опытной его эксплуатации.

MODERNIZATION OF HIGH-PRESSURE COMPRESSOR FOR GTD AL-41ST-25

A.S. Makarychev, K.S. Fedechkin, B.V. Karonik
EDB named after A. Lyulka – branch of JSC «UEC-UMPO», Moscow

Currently, work is underway in Russia to create a family of gas turbine drives (GTD) for gas pumping stations based on aircraft engines. The AL-41ST-25 is one of these projects. This new Russian engine is more fuel-efficient and environmentally friendly, as well as technically superior to its predecessors. However, to maintain technical leadership in the development of gas turbine engines and to create a family of GTDs with varying power outputs, continuous improvement of the main gas dynamic parameters of the engine is required, particularly during the research and development phase and during its operational testing.

1 Введение

ГТП АЛ-41СТ-25, газотурбинный привод мощностью 25 МВт разработки «ОКБ им. А. Люльки», (рис.1) создан на базе двигателя пятого поколения начала 90-х годов прошлого века [1]. В связи с необходимостью адаптации авиационного двигателя к работе в составе ГТП и новым требованиям по экономичности и надежности были выполнены работы по модернизации некоторых его основных элементов [2].

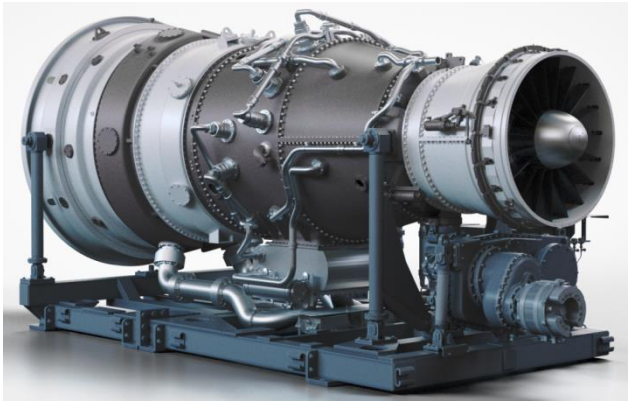


Рис. 1. ГТП АЛ-41СТ-25

2 Описание работы

Одним из модернизированных элементов такого двигателя, является компрессор высокого давления (КВД), в котором предусматривается замена одной высоконагруженной первой ступени на две низконагруженные (рис.2). Важным условием такой замены было сохранение в неизменном виде всех остальных ступеней компрессора. В результате, замена первой высоконагруженной ступени базового компрессора на две заново спроектированные ступени позволила не только сохранить практически неизменным характер течения в остальных ступенях компрессора (рис.3), но и улучшить его основные газодинамические параметры (рис.4). Например, увеличение расхода воздуха чрез КВД (при сохранении уровня запасов ГДУ и увеличении КПД) дало потенциал для создания семейства газотурбинных приводов при сохранении базового газогенератора.

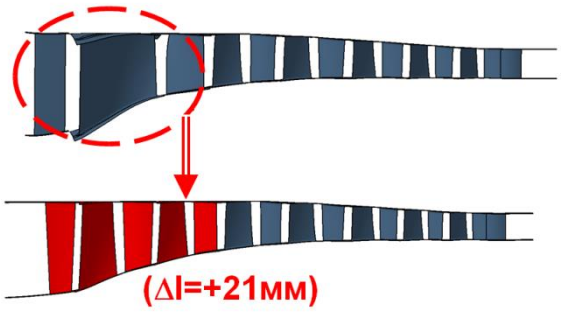


Рис. 2. Геометрические модели базового и модернизированного компрессора (7 ступеней).

Для решения задачи аэродинамического совершенствования компрессора была организована

сквозная процедура обмена данными между процессами проектирования и профилирования лопаточных венцов компрессора, параметрическим описанием его геометрии, математической моделью расчёта течения (CFD-3D) и алгоритмом оптимизации. Стоит также отметить, что использованная модель (CFD-3D) расчёта течения в компрессоре была верифицирована по результатам эксперимента для базового компрессора.

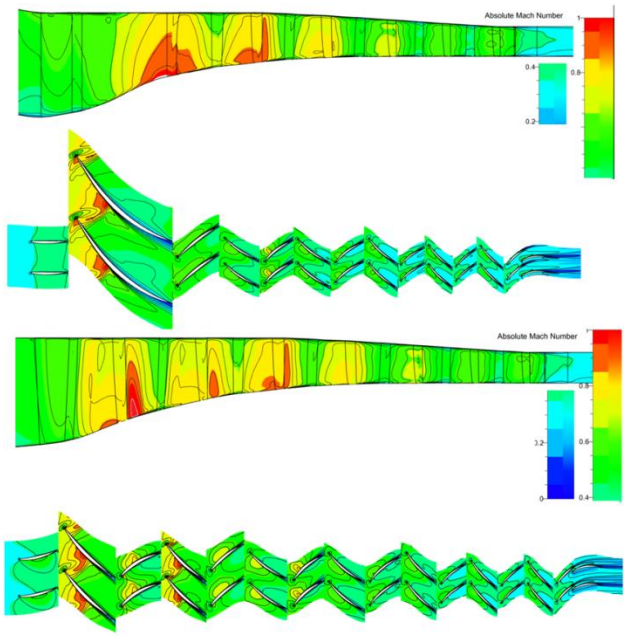


Рис.3. Картина течения базового и модернизированного КВД в меридиональной плоскости и 50% высоты проточной части

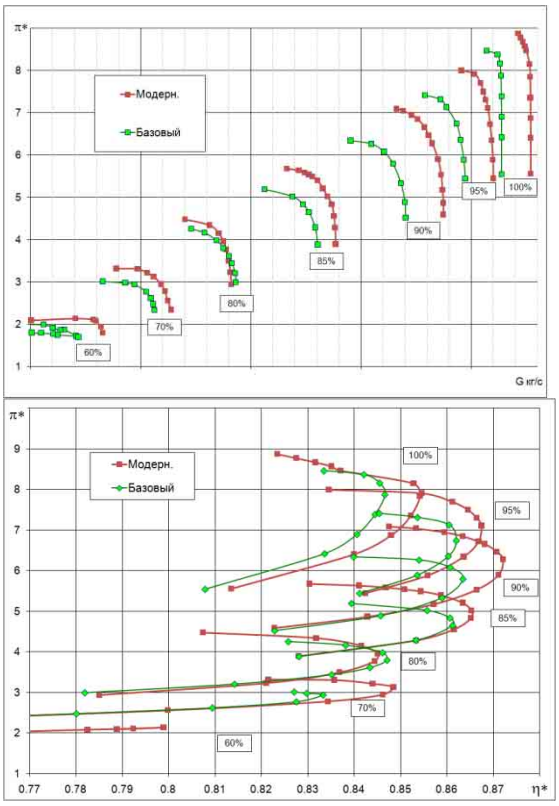


Рис. 4. Характеристика базового и модернизированного компрессора

3 Заключение

Таким образом, в рамках данной работы показана принципиальная возможность улучшения газодинамических параметров КВД при заданных геометрических и конструктивных ограничениях на базе существующего компрессора. В дальнейшем предполагается экспериментальное подтверждение полученных теоретических результатов.

Список использованных источников

[1] «Газпром» начал опытно-промышленную эксплуатацию отечественного газотурбинного двигателя нового поколения — АЛ-41СТ-25; https://www.gazprom.ru/press/news/2024/september/article575812/

[2] Некоторые проблемы совершенствования компрессоров авиационных ГТД и создание на их базе стационарных модификаций, разрабатываемых в ОКБ НТЦ им. А. Люльки; В.Ю. Критский, М.А. Щербаков; ISSN 0869-6772; Конверсия в машиностроения-Conversion in machine building of Russia. 2007. № 4-5

ПОДХОД К СОЗДАНИЮ ТОРМОЗНЫХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

Ю.Д. Новикова[1,2], В.Н. Матвеев[2]
[1] ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара,
[2] Самарский университет им. Королева, Самара

Разработан алгоритм формирования конфигурации пневматических тормозов на базе готовых элементов конструкций осевых компрессоров под требования на испытания газотурбинных двигателей непрямой реакции. Апробация предложенного алгоритма позволила осуществить газодинамическое проектирование и доводку пневматического тормозного устройства на базе компрессора низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя производства ПАО «ОДК-Кузнецов» для нужд предприятия. Конструкция пневматического тормоза создана с максимальным сохранением деталей компрессора - прототипа, что позволит изготовить его с минимальными затратами времени и материальных средств.

AN APPROACH TO THE DEVELOPMENT OF BRAKING SYSTEMS FOR TESTING INDIRECT-REACTION GAS TURBINE ENGINES

Yu.D. Novikova[1,2], V.N. Matveev[2]
[1] JSC Kuznetsov, Samara, Russia
[2] Samara University, Samara, Russia

An algorithm has been devised for configuring pneumatic brakes that repurpose existing axial-compressor components to meet the test-bench requirements of indirect-reaction gas-turbine engines. Validation of the method enabled full gas-dynamic design and fine-tuning of a pneumatic brake based on the low-pressure compressor of a dual-spool turbojet engine manufactured by JSC UEC-Kuznetsov for in-house use. Its design retains as many original compressor parts as possible, minimizing manufacturing time and cost.

1 Введение

Каждый газотурбинный двигатель (ГТД) в процессе своего жизненного цикла многократно проходит испытания. Они направлены на определение реальных параметров двигателя, выявление дефектов, проверку работоспособности двигателя после сборки или ремонта и т.п. Проблемой испытания двигателей непрямой реакции (турбовинтовых, вертолетных и промышленных) является утилизация производимой мощности. Двигатель в процессе испытаний производит большое количество механической энергии, которую необходимо поглотить и одновременно с этим достаточно точно измерить [1]. Обычно для этой цели применяются различные гидравлические или электрические тормозные устройства [2,3]. Однако когда мощность измеряется десятками МВт, их использование затруднено. Альтернативным решением служит использование пневматических тормозных устройств. В основе пневмотормоза лежит компрессор, который вращается выходным валом испытываемого двигателя. Вырабатываемая двигателем энергия превращается в сжатый воздух, который выбрасывается в атмосферу без ущерба для окружающей среды. Устройство испытательного стенда в случае использования пневмотормоза не предусматривает наличие редуктора. Также пневмотормоз можно выполнить в мобильном варианте за счёт его относительно небольших габаритов и отсутствия дополнительного оборудования.

К недостаткам пневматического загрузочного устройства можно отнести высокую стоимость разработки компрессоров, лежащих в его основе. Снизить затраты и время на создание пневмотормозов возможно, если в качестве прототипа (далее базовый МОК) для создания пневмотормоза использовать геометрию серийно производимого авиационного компрессора и эксплуатировать детали, отработавшие свой лётный ресурс. Предварительный экономический расчёт, включающий оценку затрат на проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, затраты на технологическую подготовку производства и затраты на производство, позволил установить, что затраты по созданию компрессора в случае модификации некоторых деталей базового

МОК будут существенно ниже, чем выполнение полного цикла работ. Таким образом, создание пневмотормоза на базе готовых элементов конструкции базового МОК с применением деталей, отработавших лётный ресурс на авиационных двигателях, более выгодно. В связи с этим целью данной работы была разработка и апробация алгоритма формирования конфигурации пневматических тормозов на базе готовых элементов конструкций осевых компрессоров под требования на испытания газотурбинных двигателей непрямой реакции.

2 Математическая модель

Проведение исследований было выполнено на базе прототипа - компрессора низкого давления перспективного двигателя производства ПАО «ОДК-Кузнецов» (далее - базовый МОК). Численная модель базового МОК была создана в программном комплексе трехмерного моделирования с использованием рекомендаций, выявленных при анализе литературных источников [4-6]: безразмерный параметр, характеризующий размер элемента ближайшего к стенкам проточной части y+ ≅ 1; максимальное значение коэффициента роста ячеек, показывающего во сколько раз высота одной ячейки y_{i-1} больше следующей y_i , $ER = \frac{y_i}{y_{i-1}} \cong 1{,}2$; максимальная относительная высота ячеек канала, определяемая как отношение максимальной высоты элемента в канале y_{max} к высоте пристеночной ячейки y_{min}, $MR = \frac{max}{min} \cong 1000$. Расчёт выполнялся в стационарной постановке. Свойства рабочего тела описываются моделью идеального газа с учётом переменности теплоёмкости и вязкости в зависимости от температуры рабочего тела. Для замыкания системы уравнений Рейнольдса использовалась модель турбулентности k-epsilon (k-e). Общее число элементов составило 13 млн. элементов.

Сравнение экспериментальных и рассчитанных характеристик базового МОК приведено на рис. 1 (линиями представлены расчётные характеристики, а значками – экспериментальные данные).

3 Построение рабочей области пневмотормоза

На основании характеристик, представленных на рис. 1, были построены рабочие области базового МОК как пневмотормоза по экспериментальным и расчётным данным в координатах $\overline{N_К} - \overline{n}$ (рис. 2).

Необходимо отметить, что нижняя граница рабочей области, полученная расчётным путем, смещена ниже границы области, определенной экспериментальным способом, более чем на 3 %. Также стоит учесть, что в некоторых случаях граница «Запирания» может быть не определена в процессе эксперимента, так как режим «Запирания» является устойчивым режимом работы компрессора, а определение границы связано с существенными финансовыми и временными затратами. В связи с этим верхняя граница расчетной области может быть скорректирована с учетом требуемого значения запаса газодинамической устойчивости (рис. 2).

В связи с этим во избежание возможного попадания в зону некорректного моделирования работы компрессора нижняя и верхняя границы пневмотормоза, полученные расчётным путём, могут быть скорректированы.

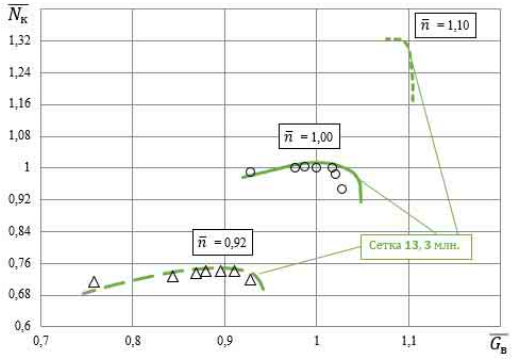


Рис. 1. Сравнение расчётных и экспериментальных мощностных характеристик базового МОК

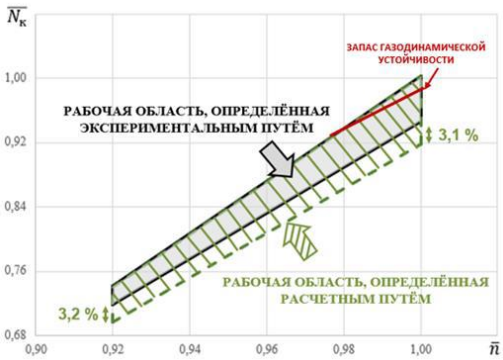


Рис. 2. Сопоставление рабочих областей пневмотормоза, полученных экспериментальным и расчетным путем

4 Влияние различных вариантов модификации конструкции на смещение границ рабочей области пневмотормоза

Для исследования смещения границ рабочей области пневмотормоза было рассмотрено три типа модификаций МОК: увеличение тормозной мощности путём установки дополнительных ступеней, уменьшение тормозной мощности путём подрезки ступеней, регулирование тормозной мощности путём отбора воздуха. С целью снижения затрат на создание пневмотормоза за счёт использования готовых элементов конструкции базового компрессора, в том числе с применением деталей, отработавших лётный ресурс на авиационных двигателях, в качестве

дополнительных ступеней предлагается использовать геометрию последней ступени базового МОК.

Уменьшение тормозной мощности пневмотормоза достигалось путём подрезки ступеней базового МОК. Было рассмотрено 3 варианта подрезки ступеней: на 15 % от высоты проточной части, а также на 30 и 45 %. Регулирование тормозной мощности было реализовано путем отбора воздуха за второй или третьей ступенью компрессора в размере 5 и 10 %.

В результате выполненного цикла исследований для базового МОК удалось добиться увеличения тормозной мощности более чем на 30 % и снижения мощности более чем на 50 %.

Анализ полученных результатов позволил выявить следующие закономерности изменения рабочей области пневмотормоза:

1. Установка дополнительных компрессорных ступеней позволяет расширить рабочую область пневмотормоза и сместить её в зону больших значений мощности.

2. Подрезка ступеней базового МОК приводит к сужению рабочей области и смещению её в зону меньших значений мощности.

3. При отборе воздуха от компрессора в большинстве случаев происходит расширение рабочей области по тормозной мощности и незначительное смещение её в зону меньших значений мощности.

Для определения ориентировочной величины сдвига области рабочих режимов по относительной тормозной мощности для i-го режима были предложены аналитические зависимости/

5 Алгоритм формирования конфигурации пневматических тормозов на базе готовых элементов конструкций осевых компрессоров под требования на испытания газотурбинных двигателей непрямой реакции

С использованием выявленных закономерностей изменения рабочей области пневмотормоза был составлен алгоритм формирования его конфигурации.

1 ЭТАП: в рамках предлагаемого алгоритма необходимо выполнить графическое сопоставление характеристик двигателя и пневмотормоза. Для этого необходимо построить дроссельную характеристику ГТД непрямой реакции и нанести на неё диапазон или конкретные точки рабочих режимов двигателя. Далее необходимо на этот график нанести рабочую область пневмотормоза.

В результате сопоставления рабочей области пневмотормоза с дроссельной характеристикой двигателя возможны три случая их взаимного расположения:

- рабочая область пневмотормоза полностью перекрывает исследуемые участки дроссельной характеристики. В этом случае следует переходить к газодинамическому численному моделированию рабочего процесса в 3D постановке модернизированного МОК (Этап 2);

- рабочая область находится выше исследуемого участка дроссельной характеристики. В этом случае необходимо смоделировать подрезку ступеней базового МОК путём применения предложенных аналитических зависимостей без выполнения 3D симуляций.;

- рабочая область находится ниже исследуемого участка дроссельной характеристики. В этом случае необходимо рассмотреть установку дополнительных ступеней для увеличения тормозной мощности, используя предложенные аналитические зависимости без выполнения 3D симуляций.

Незначительного уменьшения тормозной мощности можно добиться, внедрив отбор сжатого воздуха из проточной части компрессора.

Таким образом, применение выявленных закономерностей и предложенных аналитических зависимостей, позволяющих определить величину тормозной мощности после внедрения модификации путём дублирования ступеней и подрезки ступеней с погрешностью до 20 %, позволяет в короткий срок сформировать стратегию модификации базового МОК с целью создания на его основе пневмотормоза. В случае, если ни один из предлагаемых вариантов не позволяет добиться перекрытия рабочей областью пневмотормоза исследуемого участка дроссельной характеристики, то необходимо вернуться к этапу поиска МОК, обладающего потенциалом для создания на его основе пневмотормоза.

2 ЭТАП: Для уточнения положения границ рабочей области пневмотормоза и оценки запаса газодинамической устойчивости предлагается выполнить численное моделирование рабочего процесса модернизированного МОК с помощью программ, позволяющих осуществлять автоматизированную симуляцию физических процессов. Для этого создается численная модель рабочего процесса базового МОК и выполняется её верификация с использованием экспериментальных характеристик базового МОК. При выявлении несоответствия запаса газодинамической устойчивости предъявляемым требованиям необходимо скорректировать газодинамические обводы проточной части и/или геометрию профилей лопаток.

В результате выполнения первого и второго этапов формируется геометрия проточной части МОК, отвечающая всем заявленным требованиям для создания на её основе пневмотормоза, а также численная модель потока в МОК, содержащая

расчётные значения газодинамических параметров потока в проточной части. В дальнейшем полученные результаты предполагается использовать для решения таких задач, как прочностная доводка, тепловой анализ и т.д.

Использование в качестве базового ранее входящего в состав ГТД компрессора приводит к образованию остаточной закрутки потока на выходе из него, что может стать причиной существенных потерь энергии в выходном устройстве. Также для обеспечения требуемого уровня противодавления на выходе из пневмотормоза на различных режимах необходимо подобрать требуемые площади сопловых устройств.

3 ЭТАП: В связи с этим заключительным этапом формирования конфигурации пневматического тормоза является конструкторская доводка, включающая разработку спрямляющего аппарата и сопел с центральным телом.

6 Апробация предложенного алгоритма

Выполнена апробация предлагаемого алгоритма. В связи с расширением семейства двигателей НК-36СТ производства ПАО «ОДК-Кузнецов», предназначенных для газоперекачивающих агрегатов, возникла необходимость в создании нового, более мощного тормозного устройства. Одним из требований, предъявляемых к данному устройству, стала его универсальность: пневмотормоз должен позволять проводить испытания как для существующей версии НК-36СТ , так и для новой с увеличенными значениями мощности.

В качестве базового МОК был выбран компрессор низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя производства ПАО «ОДК-Кузнецов», включающий три вентиляторные ступени, стойку опоры и направляющий аппарат во втором контуре. Получена компоновка четырёхступенчатого пневматического тормозного устройства со спрямляющим аппаратом, которая позволяет утилизировать требуемую величину мощности на основных режимах работы испытуемых двигателей, обеспечивая осевой отвод потока. При этом запас устойчивой работы пневмотормоза составил не менее 12,2 % Определены параметры универсального выходного устройства, обеспечивающего требуемый уровень противодавления на выходе из пневмотормоза для всех режимов его работы.

6 Заключение

1. Предложен подход к созданию пневматических тормозов с использованием готовых элементов конструкции серийно-производимых авиационных компрессоров, отработавших свой лётный ресурс. Этот подход позволяет сократить затраты на производство пневмотормозов.

2. Разработан алгоритм формирования конфигурации пневматических тормозов на базе готовых элементов конструкций осевых компрессоров под требования на испытания газотурбинных двигателей непрямой реакции.

3. Апробация разработанного метода позволила осуществить газодинамическое проектирование и доводку пневматического тормозного устройства на базе компрессора низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя производства ПАО «ОДК-Кузнецов» для нужд предприятия. Полностью устранена остаточная закрутка потока за компрессором. Пневматический тормоз оснащен универсальным соплом, которое позволяет проводить испытания как для существующей версии НК-36СТ, так и для новой с увеличенными значениями мощности.

Список использованных источников

[1] Гапонов В.Л., Гуринов А.С., Дудник В.В. Измерение крутящего момента на вращающихся валах // Вестник ДГТУ. 2012. № 1(62), Вып.2. С. 25 - 31.

[2] Гавриленко Б.А., Минин В.А., Оловников Л.С. Гидравлические тормоза: монография. МАШГИЗ, 1961. 241 с.

[3] Пат. 2623625 Россия, МПК G01M15/14 Российская федерация. Стенд для испытаний газотурбинных двигателей / О "НПЦ газотурбостроения «Салют»; Н.Ф.Матюхин [и др.].

[4] Горячкин Е. С. Метод и средства оптимизации формы и взаимного расположения лопаток многоступенчатых осевых компрессоров газотурбинных двигателей: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05 / Горячкин Евгений Сергеевич. - Самара, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т)., 2020.

[5] Дорофеев В.М.,Маслов В.Г., Первышин Н.В., Сватенко С.А., Фншбейн Б.Д. Термогазодинамический расчет газотурбинных силовых установок // М.: Машиностроение. 1973. 144 с.

[6] Иноземцев А.А., Гузачев Е.Т., Катаев В.А., Плотников А.И. Определение оптимальных и критических зависимостей параметров ступеней осевого компрессора для повышения запасов устойчивой работы // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2015. №3 (42). С.5 - 18.

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ РАЗРАБОТКИ КОМПРЕССОРОВ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ГТУ

А.К. Воробьев, М.Г. Михеев, В.В. Шипунов
Акционерное общество «Силовые машины – ЗТЛ, ЛМЗ, Электросила, Энергомашэкспорт», г. Санкт-Петербург

В материалах доклада рассмотрены тенденции изменение параметров компрессоров ГТУ энергетического назначения за последние 50 лет. Отмечены требования, предъявляемые к компрессорам энергетических ГТУ, а также особенности протекания характеристики и формирования расчетных моделей компрессоров энергетических ГТУ.

PROBLEMS AND PROSPECTS OF AERODYNAMIC DESIGN OF CPMPRESSORS FOR POWER GTE

A.K. Vorobyev, M.G. Mikheev, V.V. Shipunov
JSC «Power machines – ZTL, LMZ, Electrosila, Energomachexport»

The paper examines the evolution of parameters in power GTEs compressors over past 50 years. It outlines the requirements for compressors in power GTEs, as well as the specific features of their performance characteristics and the development of computational models for these compressors.

1 Введение

ГТУ в составе ТЭС начали активно применяться примерно с 50-х готов прошлого века сначала для поддержания пиковых режимов, а позже в составе энергетических установок, работающих по комбинированному циклу. Применение ГТУ в комбинированном цикле считается наиболее рациональным на сегодняшний день по обеспечению высоких показателей топливной эффективности и с точки зрения затрат на капиталовложение и эксплуатацию. Стоит отметить, что доля ТЭС в России, работающих в комбинированном цикле, примерно в два раза меньше, чем в развитых капиталистических странах, в связи с чем обобщенный показатель топливной эффективности выработки электроэнергии российских ТЭС также примерно в два раза ниже. Последнее вызвано отсутствием в Советском Союзе серийного производства эффективных ГТУ энергетического применения. Так за период с 1960 по 1990 годы на АО «Силовые машины» были изготовлены несколько ГТУ мощностью от 100 до 150 МВт, которые на сегодняшний день практически все выведены из эксплуатации. В период после 1990 года в России нашли применение ГТУ, поставляемые иностранными поставщиками. При этом производство отдельных ГТУ по лицензии было освоено на территории России. Так за период с 1991 года было изготовлено около сорока ГТЭ-160 (лицензионная версия ГТУ SGT5-2000E компании Siemens), которые изготавливались на совместном предприятии компаний Siemens и АО «Силовые машины» в Санкт-Петербурге. Несмотря на определенные преференции правительства РФ, на совместном предприятии компании Siemens так и не был развернут полный производственный цикл изготовления компонентов ГТЭ-160, а уровень локализации производства был несущественно выше 50% [1] и ограничивался изготовлением элементов холодной части и наличием некоторых ремонтных технологий горячей части. После событий 2014-2022 годов компания Siemens, как и большинство поставщиков иностранного энергетического оборудования, приняла решение уйти с российского рынка. Для повышения эффективности эксплуатации энергетического оборудования и недопущения срывов поставки электроэнергии в РФ с 2018 года стартовала правительственная программа разработки газовых турбин большой мощности, в рамках которой правительство проводило субсидирование разработок (Постановление Правительства РФ №301). В рамках этой программы на территории России до 2029 года должно быть изготовлено пятьдесят газовых турбин большой мощности, среди которых:

- ГТЭ-170 и ГТЭ-65.1, изготавливаемых на АО «Силовые машины» [2];
- ГТД-110М, изготавливаемых на ПАО «ОДК-Сатурн» [3].

На сегодняшний момент на АО «Силовые машины» изготовлены несколько ГТЭ-170 и комплектуются еще около десяти ГТУ, идет комплектация первых ГТЭ-65.1. Несмотря на то, что фактическая эксплуатация изготовленного оборудования еще не начата, с учетом возрастающих потребностей в энергетическом оборудовании на территории РФ в СКБ ГТУ АО «Силовые машины» инициированы работы по разработке новой газовой турбины мощностью более 200 МВт. Данное обстоятельство заставило проанализировать иностранные опыт, обобщить и сопоставить ранее накопленный опыт разработки компрессоров АО «Силовые машины», пересмотреть и уточнить подходы к аэродинамическому проектированию компрессора новой ГТУ. Результаты данной работы отражены в докладе.

2 Параметры компрессоров современных ГТУ

В настоящий момент рынок ГТУ большой мощности фактически поделен между подразделениями двух компаний: Siemens и General Electric. Для отмеченных разработчиков, переход от ГТУ F класса (период разработки 1990-2000 гг) к ГТУ H-класса (с 2000 г) сопровождается следующими изменения параметров компрессоров:

- увеличением степени повышения полного давления в компрессоре ($\pi^*_к$) от 16…18 до 22…24;
- увеличением окружной скорости на периферии лопатки первого РК с 370…390 м/с до 420…425 м/с;
- увеличением приведенного расхода воздуха на входе в компрессор с 600…700 кг/с до 950…1050 кг/с (для безредукторных ГТУ с частотой сети 50 Гц);
- уменьшением количества ступеней с 15…18 до 12…14 (при увеличении средней напорности ступени с $\pi^*_{ст.ср} = 1{,}15…1{,}2$ до $\pi^*_{ст.ср} = 1{,}25…1{,}3$);
- сохранение высокого уровня политропического КПД.

Стоит отметить, что в компрессорах ГТУ Siemens степень повышения полного давления обеспечивается в меньшем количестве ступеней, но при большем уровне приведенной скорости на выходе, чем в компрессорах компании General Electric.

Для дополнительного анализа параметров компрессоров отдельных иностранных ГТУ на АО «Силовые машины» разработаны их аэродинамические одномерные модели.

3 Особенности протекания характеристик компрессоров энергетических ГТУ.

Одной из особенностей эксплуатации энергетических ГТУ без свободной турбины является расслоение рабочих линий и границ газодинамической устойчивости (ГДУ) компрессора в сравнении с авиационными ГТД и ГТУ со свободной турбиной. Для энергетических ГТУ характерно поле рабочих линий и границ ГДУ, которое определяется климатической температурой. С учетом особенностей регулирования ГТУ данное обстоятельство требует обеспечения расширенной области устойчивой работы компрессора в сравнении с авиационным ГТД. При этом для энергетических ГТУ отсутствует какая-либо нормативная база, регламентирующая требования по назначению минимальных необходимых запасов ГДУ компрессоров. Для исключения данного пробела был адаптирован опыт авиационной отрасли, на базе которого было обосновано минимальное значение запаса ГДУ компрессора ГТУ для всех эксплуатационных режимов на уровне $\Delta K_{y.min} = 7…8\%$.

Расширение области устойчивой работы компрессора энергетической ГТУ требует назначения умеренного напора в группах входных и выходных ступеней, в отличие от авиационных компрессоров, в которых распределение напора может быть также восходящим (каскады среднего давления) и условно ниспадающим при использовании высоконапорной первой ступени (компрессор высокого давления). Конечное распределение напоров на проектном режиме энергетических ГТУ выбирается исходя из компромисса при обеспечении запасов ГДУ на режимах холодного и жаркого дня, особенно с учетом изменения частоты электрической сети в пределах 2…3 Гц [4].

Поддержание эффективной эксплуатации энергетической ГТУ без свободной турбины на режимах частичной нагрузки невозможно без активного регулирования компрессора. При этом используется единый привод регулируемых направляющих аппаратов с поддержанием постоянной пропорции в изменении углов установки регулируемых венцов. За счет изменение коэффициентов можно управлять срывом венцов при глубоком регулировании компрессора. Оптимальные значения коэффициентов пропорции в значительной степени зависят от распределения коэффициентов напора по ступеням.

Выполнен анализ, который позволил определить наиболее рациональный закон распределения напоров по ступеням компрессора энергетической ГТУ.

4 Особенности расчетных моделей

Отмеченный ранее минимальный запас ГДУ компрессоров энергетических ГТУ достаточен для случая экспериментального подтверждения положения границы устойчивости и рабочей линии. В ходе аэродинамического проектирования для минимизации рисков необходимо закладывать

дополнительный запас на неточность прогноза при расчете характеристики компрессора и при прогнозе положения рабочей линии, что вызывает значительную неопределенность, поскольку различные расчетные модели могут прогнозировать характеристики с заметными отличиями. Альтернатива – применение наиболее консервативных расчетных моделей для прогноза параметров компрессора, однако последнее возможно и целесообразно не всегда.

Для прогнозирования характеристик компрессоров энергетических ГТУ, как и для компрессоров авиационных ГТД, широко применяются расчетные модели разной степени детализации. Наибольшей достоверностью и универсальностью обладают подходы, основанные на численном моделировании трехмерного вязкого потока (3D CFD). Проведенный анализ согласования характеристик компрессоров энергетических ГТУ, полученных при использовании различных 3D CFD расчетных моделей, позволяет заключить, что по мере роста общей напорности компрессора сходимость расчетных характеристик существенно ухудшается. Основная разница отмечается в прогнозировании максимального значения степени повышения полного давления, т.е. запаса ГДУ компрессора, в связи с чем реализация достаточных запасов ГДУ на всех эксплуатационных режимах становится одной из самых важных задач при разработке компрессора. Решение в пользу конкретной модели делается с привлечением данных по компрессору прототипу, а при разработке новых компрессоров для минимизации рисков разработки необходимо прибегать к испытанию масштабных копий разрабатываемых компрессоров [5] или газогенераторов ГТУ в целом. Для этих целей на АО «Силовые машины» разработан и изготовлен модельный компрессор ГТЭ-65.1, испытания которого планируется завершить в конце 2025 года. По результатам испытаний модельного компрессора ГТЭ-65.1 будет проведено уточнение расчетной модели.

Важной задачей, решаемой в ходе аэродинамической разработки компрессоров ГТУ является обеспечение предельно высокого уровня адиабатического КПД. Выполненный анализ позволяет заключить, что в современных ГТУ большой мощности политропический КПД находится на уровне 0,92. Решение данной задачи невозможно без применения численного моделирования в сочетании с алгоритмами обработки и анализа результатов расчета или применения для этих целей математической оптимизации. Кроме того, для улучшения параметров компрессоров в ГТУ F- и H- класса нашли активное применение профили с предписанной (контролируемой) кривизной и окружные навалы в лопатках статора. Применение отмеченных средств позволяет также повысить запасы ГДУ компрессора ГТУ.

5 Заключение

Результаты проведенного анализа и выявленные закономерности были использованы в ходе эскизного проектирования компрессора новой ГТУ мощностью более 200 МВт, разрабатываемой в настоящий момент на АО «Силовые машины».

Список использованных источников

[1] Д.М. Михайлов, А.Н. Гармидер. Газотурбинная установка SGT5-2000E мощностью 187 МВт для программы ДМП-2. В журнале «Дизели и турбины», сентябрь-октябрь 2018 г. Рыбинск, ООО «Турбомашины» – стр.60-65

[2] Н.И. Фокин, Н.О. Симин. Ключевые задачи проекта создания производства газовых турбин большой мощности и статус их реализации в АО «Силовые машины». В сборник докладов «LXVII научно-техническая сессия по проблемам газовых турбин и парогазовых установок», ОАО “ВТИ”, 2020 - стр. 8-10.

[3] А.Н. Климов. Модернизация ГТЭ-110. «LXV научно-техническая сессия по проблемам газовых турбин и парогазовых установок», ОАО “ВТИ”, 2018 - стр.3-9

[4] ГОСТ Р 54403-2011. Установки газотурбинные для привода турбогенераторов. Общие технические условия. М: Стандартинформ, 2012. – 36 с.

[5] R.K. Matta G.D. Mercer R.S. Tuthill. Power Systems for the 21st Century – “H” Gas Turbine Combined-Cycles. GE Power Systems. GER-3935B.

ТРЕХМЕРНАЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО КОЛЕСА КОМПРЕССОРА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

А.С. Полевая[1], А.П. Байнов[1], Л.С. Лаврищева[1], Н.Н. Староверов[1]
[1] ООО «ЛС-Технологии», Санкт-Петербург, Россия

Разработан новый подход к параметризации моделей турбомашин, позволяющий управлять их геометрией в широком диапазоне и в режиме реального времени. Проведена полностью автоматизированная аэродинамическая оптимизация рабочего колеса компрессора. Её итогом стал новый облик турбомашины с улучшенными характеристиками, при соблюдении заданных ограничений.

PARAMETRIC OPTIMIZATION OF LOW PRESSURE COMPRESSOR IMPELLER

A.S. Polevaia[1], A.P. Bainov[1], L.S. Lavrishcheva[1], N.N. Staroverov[1]
[1] LLC «LS-Technologies», Saint Petersburg, Russia

A new approach to the parameterization of turbomachine models has been developed, allowing their geometry to be controlled in a wide range and in real time. A comprehensive, fully automated optimization of the compressor wheel has been carried out. Its result was a new look for the turbomachine with improved characteristics, while observing the specified limitations.

1 Введение

Постоянный рост требований к эффективности и надежности турбомашин, а также сокращения сроков их разработки требует применения наиболее эффективных подходов к проектированию. Одним из таких подходов является трехмерная параметрическая оптимизация, проводимая с применением методов вычислительной гидродинамики.

Однако распространенные CAD-системы и средства генерации 3D-моделей грубо параметризируют поверхности и компоненты турбомашин. Зачастую для описания геометрии лопаток применяют кривые Безье и сплайны низкого порядка, которые не предоставляют необходимой гибкости и надежности при перестроении модели. При одновременном изменении по нескольким величинам велик риск возникновения зазоров и осцилляций на поверхности лопаток.

Многолетние исследования [1, 2, 3] в области проблем параметризации геометрии сложных криволинейных форм в различных отраслях промышленности привели к необходимости разработки собственного геометрического ядра Flypoint Parametrica, которое обеспечивает свободу при выборе управляемых параметров 3D-модели, предоставляет инженерам полный контроль над формой изделия и позволяет работать с геометрией модели в реальном времени и широком диапазоне параметров, не допуская возникновения артефактов.

Объектом исследования в данной работе является центробежный компрессор низкого давления (КНД).

2 Параметризация модели

Разработанный подход к математическому описанию геометрии КНД подразумевает параметризацию меридионального сечения и переменной профилировки лопаток. Меридиональное сечение определяется кривыми втулки и периферии, описываемыми с помощью неоднородных рациональных B-сплайнов (NURBS). Меридиональный навал задается с помощью деформационных кривых, накладываемых на прямолинейные участки на входной и выходной кромках, что позволяет сократить число управляемых параметров при определении геометрии меридионального сечения. Профилировка лопаток определяется набором профилей, расставленных по относительным радиусам. Каждый профиль определяется распределениями толщины и тангенциальной координаты по нормированной хорде. На исходное распределение толщины может быть наложена деформационная кривая, позволяющая локально изменять толщину лопатки не более чем в 4 точках по нормированной хорде каждого профиля. Работа с распределением тангенциальных координат по хорде позволяет явно определять лопаточные углы $\beta 1$ и $\beta 2$ на входе и выходе лопатки для каждого профиля, оставляя другие участки средней линии профиля свободными для деформирования в процессе оптимизации. Тангенциальный навал на лопатках задается путем наложения деформационной кривой на распределение тангенциальных координат по слоям.

Сплиттерная лопатка строилась по топологии и распределениям, идентичным с основной лопаткой, со смещением начальной координаты носика каждого профиля на заданное расстояние вдоль оси турбомашины в меридиональной плоскости. Подрезка входных кромок профилей выполнялась по эллиптической кривой, выходных – прямолинейным участком на основании фактических пространственных координат профилей.

3 Математическая модель

Расчетная модель представляет собой сектор с одной основной и сплиттерной лопаткой и показана на рисунке 1. Безразмерный параметр Y+ принимает значения до 1 на всех поверхностях расчетной модели.

Рис. 1. Расчетная модель

Геометрия строилась и рассчитывалась без учета радиальных зазоров у втулки и периферии рабочего колеса. Численное моделирование осуществлялось в стационарной постановке с использованием уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, и замкнутых моделью турбулентности k-ω SST Ментера.

На входе в расчетный домен задавались референсные значения давления и температуры, на выходе – скорректированный массовый расход газа. На стенках геометрической модели было задано условие прилипания. На левой и правой границах домена установлено условие периодичности. Все условия для проведения численного моделирования указаны в таблице 1.

Таблица 1 – Входные данные при расчете модели

Решатель	RANS
Модель турбулентности	k-ω SST
Среда	Воздух (идеальный газ)
Скорректированный массовый расход	0,484
Давление	101353 Па (на входе)
Температура	288,15 К (на входе)
Частота вращения	155733 об/мин

В качестве выходных параметров в расчете рассматривались давление, температура, значение скорости, осредненное по выходному сечению расчетного домена, степень повышения давления, а также КПД компрессора как мера его аэродинамической эффективности. Размерность исходной расчетной сетки составила 240 тыс. ячеек.

4 Оптимизация

Для автоматизации процедуры расчетов были написаны сценарии для пакетов в составе программного комплекса Ansys. После обновления параметрической модели турбомашины в Flypoint Parametrica происходит экспорт всех необходимых данных в сеточный генератор Ansys TurboGrid. Процесс генерации сетки был также автоматизирован на языке CCL (CFX Command Language). Полученная сетка передается в препроцессор Ansys CFX Pre, где с помощью сценария CCL производится автоматическая настройка граничных условий, параметров расчета и контрольных данных. Далее автоматически начинается расчет в Ansys CFX, результаты которого выгружаются в постпроцессор Ansys CFD-Post, где производится обработка и вывод аэродинамических характеристик. Полученные характеристики новой геометрии передаются в оптимизатор Ansys optiSLang, в котором осуществляется анализ целевой функции на экстремум и производится генерация нового вектора управляемых параметров модели. В результате оптимизационный цикл замыкается.

Основная и сплиттерная лопатки имеют идентичную профилировку. Для каждого профиля (на втулке и периферии) рассматривался 21 управляемый параметр:

- Входной и выходной углы;
- Угол установки;
- Параметры деформационной кривой по кривизне профилей лопатки на 0,4 относительной длины хорды;
- X,Y-координаты и вес управляющего узла NURBS-кривой втулки;
- Параметры деформационной кривой по толщине профилей лопатки на 0.5 и 1 относительной длины хорды;
- Координата подрезки передней кромки сплиттера;
- Меридиональный навал на слоях 0.25 и 0.75 высоты лопаток;
- Тангенциальный навал на слоях 0.25, 0.75 и 1 высоты лопаток.

В оптимизационной задаче целевой функцией была выбрана максимизация КПД компрессора. На получаемые характеристики моделей было установлено ограничение по степени повышения давления так, чтобы оно было не меньше исходного.

5 Результаты оптимизации

Оптимизация проводилась в 2 этапа: анализ чувствительности включал 700 итераций и занял 96 часов на 18 ядрах CPU AMD Ryzen 9 5950X. Оптимизация по метамодели потребовала 1 дополнительного запуска решателя.

В результате удалось получить оптимальную геометрию компрессора. Её сравнение с исходной формой до оптимизации показано на рисунке 2.

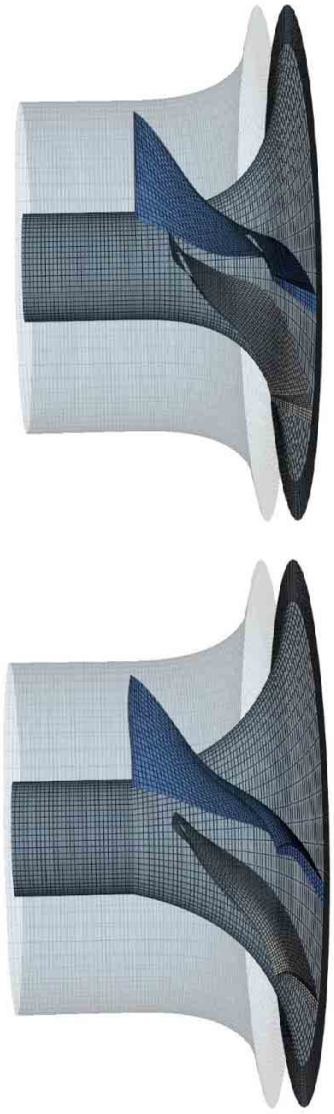


Рис. 2. Сравнение исходной модели (сверху) и оптимизированной (снизу)

Итогом оптимизации стало повышение коэффициента полезного действия КНД на 1,8%. На это повлияло увеличение степени повышения давления на 2% и незначительное снижение скорости потока на выходе на 0,1%.

На рисунке 3 видно, что давление на передних кромках лопаток уменьшилось, что создает дополнительное разрежение на входе в межлопаточный канал и положительно влияет на течение в компрессоре.

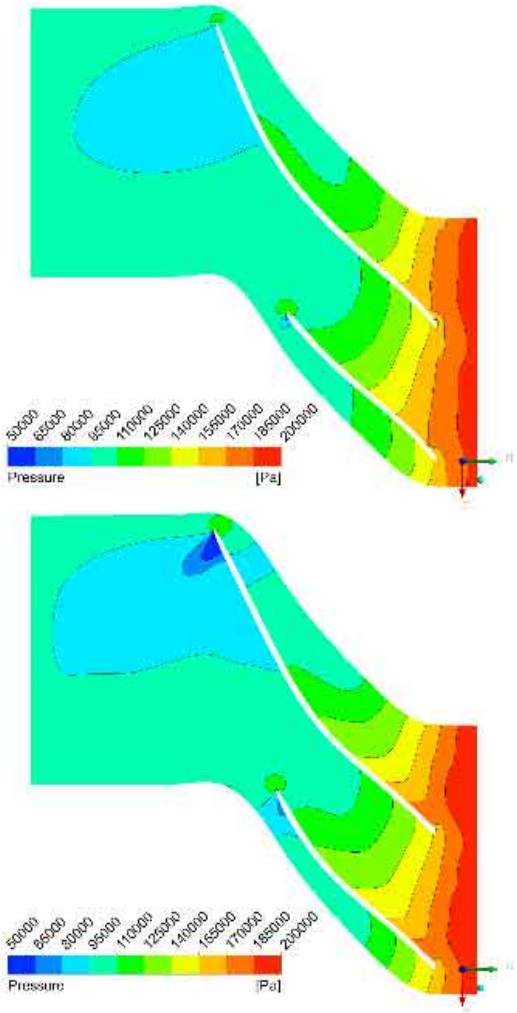


Рис. 3. Поля распределения давления исходной модели (сверху) и оптимизированной (снизу)

При рассмотрении изменения полей кинетической энергии турбулентности на рисунке 4, можно видеть, что поток в результате оптимизации стал менее турбулентным, что также повлияло на изменение скорости на выходе и значение итогового КПД.

Также для исходной и оптимизированной геометрии рабочего колеса КНД были проведены дополнительные расчеты с добавлением зазора, который составлял 5% от высоты лопаток. Проверочный расчет показал, что прирост КПД для оптимизированной геометрии составляет 7,2% при соблюдении ограничений на степень повышения давления.

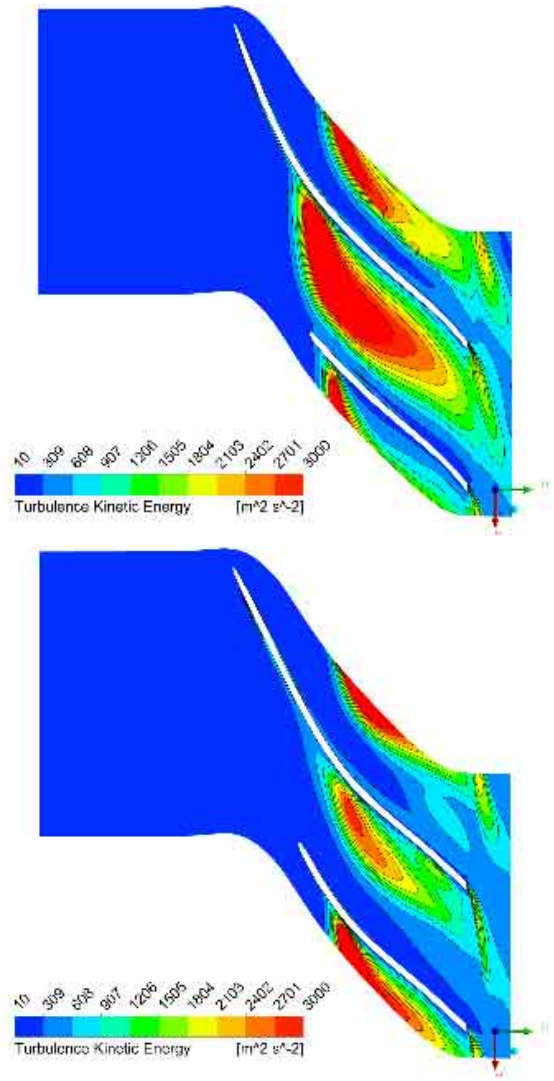


Рис. 4. Поля распределения кинетической энергии исходной модели (сверху) и оптимизированной (снизу)

6 Заключение

В данной работе продемонстрирован новый подход к созданию трехмерной параметрической модели компрессора низкого давления и управлению его формой в режиме реального времени и в широком диапазоне параметров без риска возникновения осцилляций.

Реализована технология трехмерной параметрической оптимизации, где были полностью автоматизированы все этапы процесса: создание параметрической 3D-модели, построение и передача расчетной сетки в решатель, настройка параметров расчета, вывод и анализ получаемых данных.

В результате оптимизации удалось повысить КПД компрессора на 1,8%. А учет зазора позволил добиться прироста по коэффициенту полезного действия на 7,2%.

Разработанная технология трехмерной параметрической оптимизации универсальна и допускает иные формулировки параметров, целевых функций и ограничений.

Также необходимо отметить, что применение параметрической оптимизации с высокой степенью автоматизации расчетов на всех стадиях цикла разработки турбомашин позволяет существенно сократить сроки их проектирования.

Список использованных источников

[1] Л.С. Лаврищева. Численное моделирование объектов морской техники и разработка технологии оптимизации формы гребного винта: дис. канд. физ.-мат. наук: 01.02.05 – СПБ, 2018 – 246 с.

[2] Л.С. Лаврищева, В.Н. Новоселов. Оптимизация формы гребного винта в однородном потоке: Труды Крыловского государственного научного центра – 2018; специальный выпуск 1

[3] Е.Д. Быковская, Л.С. Лаврищева, Н.Н. Староверов, И.И. Трубицын. Технология трехмерной параметрической оптимизации внешних обводов мотогондолы авиационного двухконтурного турбореактивного двигателя с использованием Flypoint Parametrica и LS-Tech Framework: Сборник трудов 10 российской конференции «Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике»: – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2024. – 522 с.

РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЬНОГО ВЫСОКОНАПОРНОГО ДВУХСТУПЕНЧАТОГО ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА

Я.М. Дружинин, С.А. Марков, В.И. Милешин, В.А. Фатеев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работа посвящена исследованию аэродинамики двухступенчатого центробежного компрессора со степенью повышения давления $\pi^*_К$=16.0. Представлено детальное описание геометрических параметров лопаточных венцов ступеней. Выполнено численное моделирование течения в компрессоре по методу 3D RANS расчета. Получены интегральные характеристики и распределения параметров потока в венцах в широком диапазоне частот вращения ротора. Выполнен анализ характеристик венцов и ступеней по отдельности. Выявлены особенности обтекания, требующие оптимизации для повышения КПД и запаса устойчивости. Выполнено перепрофилирования лопатки диффузора первой ступени, за счёт чего были устранены отрывные зоны, достигнуто повышение эффективности и расширен диапазон устойчивой работы.

NUMERICAL INVESTIGATION AND OPTIMIZATION OF AERODYNAMIC PERFORMANCES OF HIGHLY LOADED TWO STAGE CENTRIFUGAL COMPRESSOR

Ia.M. Druzhinin, S.A. Markov, V.I. Mileshin, V.A. Fateev
CIAM, Moscow, Russia

The paper is devoted to investigation of two stage centrifugal compressor with $\pi^*_К$=16.0 aerodynamics. Detailed description of blade vanes geometric parameters is presented. Numerical simulation of the flow via 3D RANS method is being conducted. Integral performances and flow parameter distributions are obtained for wide range of rotational speed. The analysis of the vanes and stages performances is conducted separately. Flow peculiarities to be optimized for efficiency and stall margin increase are reviled. First stage diffuser blade profiling is modified to eliminate zones of flow separation and improve the efficiency and to widen the stable operating range.

1 Введение

Разработка высокоэффективного высоконапорного центробежного компрессора со степенью повышения полного давления $\pi^*_К$=16.0…18.0 является одной из критических технологий, обеспечивающих создание современного конкурентного турбовального двигателя мощностью более 1000 л.с. Наиболее высокий достигнутый уровень напорности одной центробежной ступени компрессора демонстрируется на двигателях семейств Arrius, Alisson 250, PW200, разработанных и массово выпускаемых компаниями Франции, США и Канады, а также перспективных двигателей разрабатываемых «ОДК» в России: ВК-800В и ВК-650В, и составляет $\pi^*_К$=8.6…11.0 [1]. Более высокие степени повышения давления демонстрируют двигатели с осецентробежным компрессором либо с двухступенчатым центробежным компрессором (ДЦК), представляющим объект исследования настоящей работы. Известны двигатели с двухступенчатыми однокаскадными центробежными компрессорами: T800 фирмы LHTEC (США) с $\pi^*_К$=14.0 и $G_{пр}$=7.8 кг/с, Safran Ardiden (Франция) с $\pi^*_К$=13.5 и $G_{пр}$=3.9 кг/с, а также более современный Safran Arrano. Фирма «Солар» разработала однокаскадный ДЦК с суммарной степенью повышения полного давления π*К=14.0 и малым расходом воздуха $G_{пр}$=0.9 кг/с. Применение реактивных колёс в первой и второй ступени с π*1_ст=4.8 и π*2_ст=3.0 позволило обеспечить сравнительно высокий КПД всего компрессора $\eta^*_{ад}$=0.80 [2]. Российский разрабатываемый «ОДК» двигатель ВК-1600В для вертолётов типа Ка-62 также обладает двухступенчатым центробежным компрессором, обеспечивающим более высокую степень повышения давления $\pi^*_К$>14.0 [1].

Исследование и оптимизация аэродинамики таких высоконапорных ступеней и, в особенности, двухступенчатых компрессоров является актуальной задачей для достижения высокого уровня КПД и запаса газодинамической устойчивости, определяющих общий уровень удельных характеристик турбовального двигателя, его эффективности и конкурентоспособности.

2 Объект исследования

В работе рассматривается однокаскадный двухступенчатый центробежный компрессор малоразмерного газотурбинного двигателя со следующими проектными параметрами: $\pi^*_К$=16.0, $G_{пр}$=4.0 кг/с, $n_{пр}$=42700 об/мин, $\eta^*_{ад} \geq$0.78.

Ротор компрессора состоит из двух рабочих колёс. Статорная часть имеет радиальный лопаточный диффузор за первым и вторым рабочими колёсами, обратный направляющий аппарат между ступенями и осевой спрямляющий аппарат на выходе из компрессора. Меридиональная проекция проточной части компрессора представлена на рисунке 1.

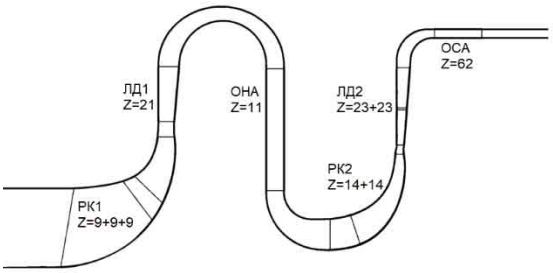


Рис. 1. Меридиональная проекция проточной части компрессора

Рабочее колесо первой ступени РК1 содержит $Z_{РК1}$=9 основных + 9 укороченных + 9 коротких лопаток. Радиусы на входе в РК1: $_{RРК1\ вх\ tip}$=90 мм, $R_{РК1\ вх\ hub}$=30 мм, $\bar{d}_{РК1вт}$=0.333. Радиус на выходе из РК1: $R_{РК1\ вых\ tip}$=128.5 мм. Окружная скорость периферии РК1 на проектной частоте вращения $n_{пр}$=42700 об/мин составляет $U_{РК1\ вх}$=402 м/с на входе в РК1 и $U_{РК1\ вых}$=575 м/с – на выходе. Рабочее колесо второй ступени РК2 содержит $Z_{РК2}$=14 основных + 14 укороченных лопаток. Радиусы на входе в РК2: $R_{РК2\ вх\ tip}$=67 мм, $R_{РК2\ вх\ hub}$=43 мм, $\bar{d}_{РК2\ вт}$=0.642. Радиус на выходе из РК2: $R_{РК2\ вых\ tip}$=115.5 мм.

3 Численный метод

Расчёт течения в межлопаточных каналах двухступенчатого центробежного компрессора выполняется с помощью метода, основанного на решении системы осредненных по Рейнольдсу 3D уравнений Навье-Стокса (RANS), реализованный в программном комплексе NUMECA FINE TURBO [3]. В качестве модели турбулентности используется двухпараметрическая модель турбулентной вязкости SST [4]. Используется конечно-разностная схема Джеймсона [5].

Для выполнения расчётов построена конечно-объёмная сетка с O-H топологией, охватывающая по одному межлопаточному каналу каждого венца (рис. 2). Используется автоматический сеточный генератор Numeca Autogrid 5. Суммарное число ячеек в лопаточных венцах составляет 10 055 971: РК1 – 4 437 600, ЛД1 – 665 247, ОНА – 781 983, РК2 – 1 950 478, ЛД2 – 1 439 364, ОСА – 781 299. Размер пристенной ячейки подобран таким образом, чтобы выполнялось условие на параметр y+≈1.0. Расчетная модель учитывает наличие радиальных зазоров над торцами рабочих колёс 0.3 мм.

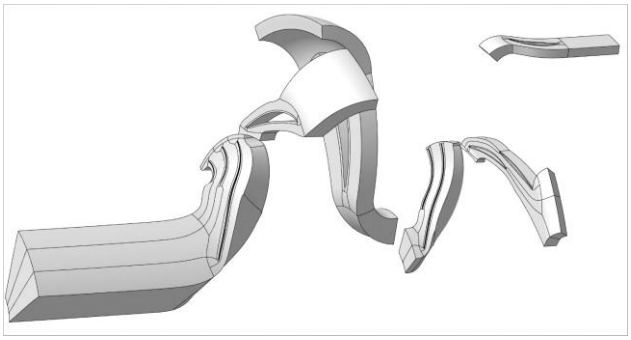


Рис. 2. Общий вид расчётной области

4 Результаты численного моделирования

Выполнены расчёты интегральных характеристик – напорных веток в виде зависимостей степени повышения давления $\pi^*_К$=f($G_{пр}$) и $\eta^*_{ад}$=f($G_{пр}$) от расхода воздуха на входе для следующих режимов по частоте вращения ротора. Интегральные характеристики компрессора в графическом виде представлены на рисунке 9.

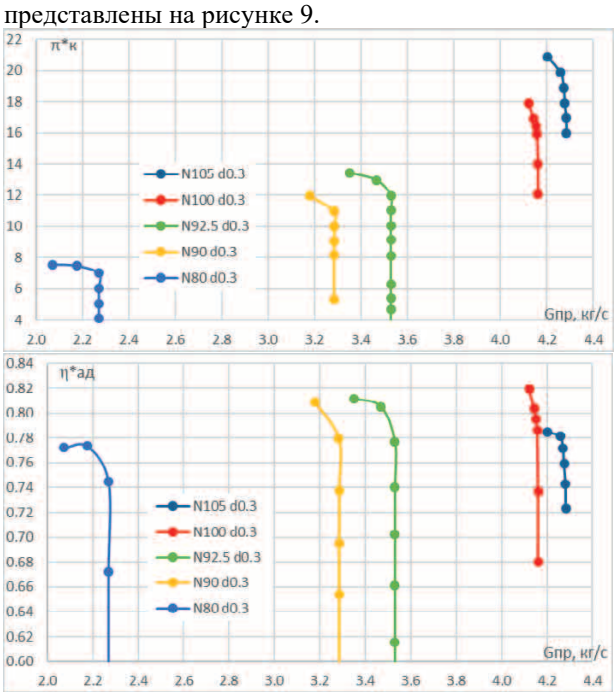


Рис. 3. Интегральные характеристики компрессора

Анализ интегральных характеристик показал, что на проектном режиме $\bar{n}_{пр}$=1.00, 42700 об/мин требуемые параметры достигаются: степень повышения давления $\pi^*_К$=16.0 при расходе $G_{пр}$=4.16 кг/с. Адиабатический КПД при этом превышает величину $\eta^*_{ад}$=0.786. В точке с наибольшим противодавлением, позволяющим получить устойчивое решение в рамках расчетной модели, получены следующие значения параметров: $\pi^*_К$=17.9,

$G_{пр}$=4.12 кг/с, $\eta^*_{ад}$=0.819. Величина коэффициента запаса устойчивости составляет ΔКу=13.1%. Для режима с повышенной частотой вращения ротора $\bar{n}_{пр}$=1.05 максимальная степень повышения давления составила $\pi^*_К$=20.87, адиабатический КПД не превышает $\eta^*_{ад}$=0.785. Максимальное значение расхода воздуха при увеличении частоты вращения до $\bar{n}_{пр}$=1.05 возрастает на 3% по сравнению с проектным режимом. Для режимов $\bar{n}_{пр}$=0.90 и $\bar{n}_{пр}$=0.925 достигается уровень КПД $\eta^*_{ад}$>0.780.

Анализ параметров ступеней ДЦК показал, что на проектном режиме $\bar{n}_{пр}$=1.00, 42700 об/мин первая ступень имеет следующие параметры: $\pi^*_{1ст}$=5.8, $\eta^*_{1ст}$=0.81, $\Delta К у_{1ст}$=8.0%. Параметры второй ступени на проектном режиме: $\pi^*_{2ст}$=2.8, $\eta^*_{2ст}$=0.84, $\Delta К у_{2ст}$=5.0%. Запирание во второй ступени для точек с $\pi^*_{2ст}$<2.8 определяет вертикальную правую часть напорной ветки всего компрессора с $\pi^*_К$<16.0 на проектной частоте вращения. При повышении частоты вращения до $\bar{n}_{пр}$=1.05 происходит значительное снижение КПД первой ступени до уровня $\eta^*_{1ст}$≈0.75, обусловленное ростом потерь в интенсивных скачках уплотнения.

Анализ поля течения в межлопаточных каналах первой ступени показал, что в периферийных сечениях рабочего колеса реализуются сверхзвуковые зоны на входе с косым скачком уплотнения, затянутым в межлопаточный канал с последующим замыкающим скачком уплотнения (рис. 4).

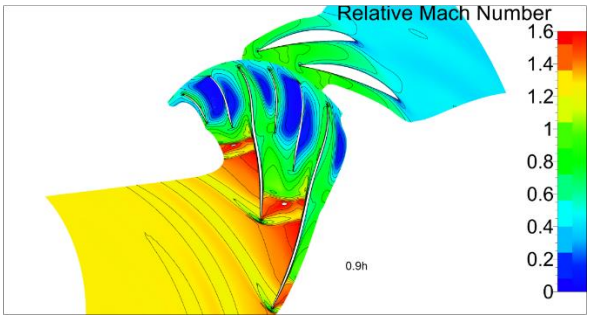


Рис. 4. Поле числа Маха в межлопаточных каналах 1 ступени

Анализ распределений параметров потока в межлопаточных каналах второй ступени (рис. 5) показал, что лопаточные венцы обтекаются дозвуковым потоком по всей высоте проточной части. На периферии РК2 присутствуют низкоскоростные области вторичного течения в радиальном зазоре. На лопатках первого ряда ЛД2 отмечается наличие повышенных углов атаки на входных кромках.

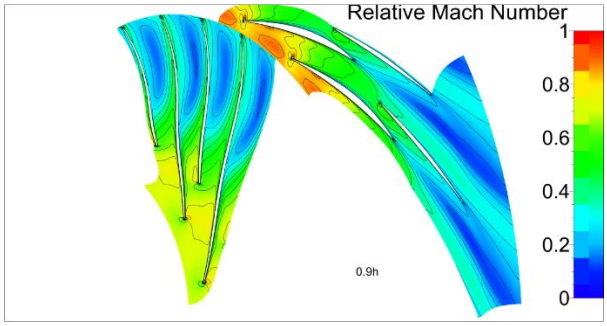


Рис. 5. Поле числа Маха в межлопаточных каналах 2 ступени

5 Оптимизация аэродинамических характеристик

Для достижения оптимального распределения параметров потока и, как следствие, повышения аэродинамических характеристик компрессора по результатам анализа полей течения в венцах предлагается модифицировать лопаточный диффузор первой ступени. На рисунке 6 представлено сравнение полей течения в поперечном сечении межлопаточного канала ЛД1 исходной и модифицированного конфигурации для проектного режима работы $\bar{n}_{пр}$=1.00 в точке напорной ветки, соответствующей проектному $\pi^*_К$. Как видно на рис. 6, на спинке лопатки присутствует угловой отрыв на входной кромке, развивающийся вглубь канала, создавая значительное по масштабу загромождение. В модифицированном варианте (рис. 7) конструктивный угол входа в венец откорректирован с учётом неоднородности потока по высоте канала, за счёт чего отрыв на входной кромке устранён, ликвидирована зона обратного тока и достигнуто более равномерное поле скорости во всём межлопаточном канале.

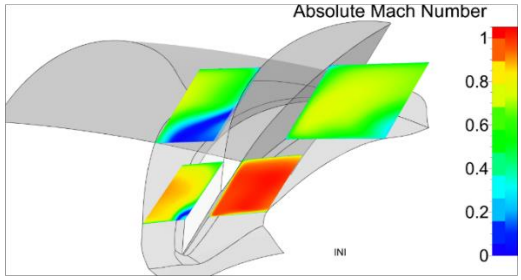


Рис. 6. Поле числа Маха в поперечном сечении ЛД1 исходного профиля

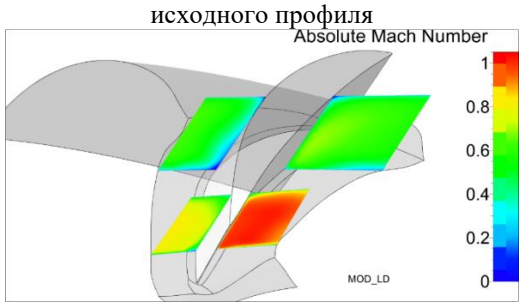


Рис. 7. Поле числа Маха в поперечном сечении ЛД1 модифицированного профиля

Анализ распределений числа Маха в сечении от лопатки к лопатке подтвердил эффективность перепрофилирования лопатки ЛД1 – в среднем сечении уменьшен угол атаки при натекании на входную кромку, а во втулочном устранен отрыв пограничного слоя.

Выполнен расчет характеристик модифицированного варианта компрессора для режимов работы $\bar{n}_{пр}$=0.80, $\bar{n}_{пр}$=0.90, $\bar{n}_{пр}$=1.00, $\bar{n}_{пр}$=1.05. На рисунке 8 представлены интегральные характеристики в виде зависимостей степени повышения давления $\pi^*_К=f(G_{пр})$ и КПД $\eta^*_{ад}=f(G_{пр})$ от расхода воздуха в сравнении с параметрами исходной конфигурации.

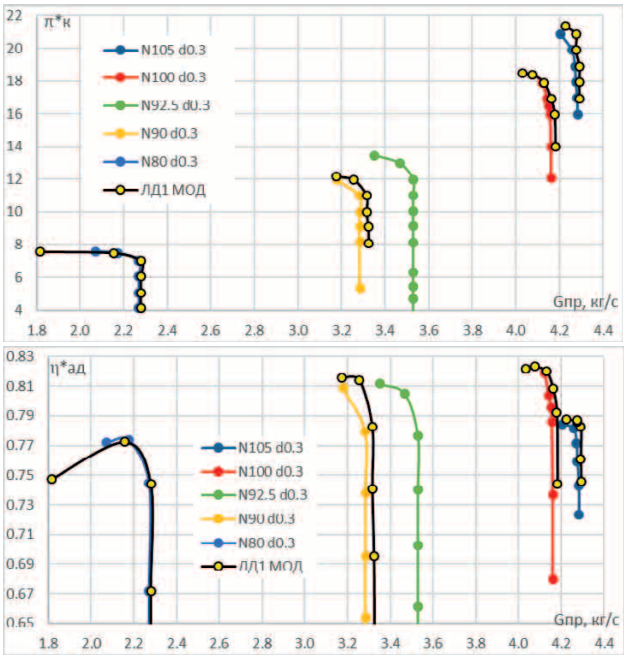


Рис. 8. Интегральные характеристики оптимизированного компрессора

Анализ полученных характеристик показал, что для модифицированного варианта компрессора на всех рассмотренных режимах увеличена степень повышения давления и расход воздуха: на проектной частоте вращения прирост коэффициента запаса устойчивости составил $\Delta(\Delta К_У)$=+7% и достиг $\Delta К_У$=20%. На режиме $\bar{n}_{пр}$=1.05 прирост составил $\Delta(\Delta К_У)$=+3%. На режиме с пониженной окружной скоростью $\bar{n}_{пр}$=0.80 были получены устойчивые решения в граничных точках при меньшем на ≈5% расходе, что также соответствует приросту запаса устойчивости.

6 Заключение

В результате расчетного исследования характеристик модели двухступенчатого высоконапорного центробежного компрессора определены интегральные характеристики и поля течений в широком диапазоне частот вращения при стандартных параметрах потока на входе. Установлено, что на проектном режиме $\bar{n}_{пр}$=1.00, 42700 об/мин целевые требуемые параметры достигаются: степень повышения давления $\pi^*_К$=16.0 при расходе $G_{пр}$=4.16 кг/с и уровне адиабатического КПД $\eta^*_{ад}$=0.786.

По результатам анализа полей течения в межлопаточных каналах компрессора предложен перепрофилированный вариант лопатки диффузора первой ступени, обеспечивающий оптимальное обтекание за счёт устранение отрыва на входной кромке. Выполнен расчет характеристик модифицированного варианта компрессора для режимов работы $\bar{n}_{пр}$=0.80, $\bar{n}_{пр}$=0.90, $\bar{n}_{пр}$=1.00, $\bar{n}_{пр}$=1.05. Установлено, что применение перепрофилированной лопатки ЛД1 с непостоянным профилем по высоте проточной части, учитывающим неравномерность потока на выходе из рабочего колеса, позволило снизить потери и оптимизировать течение во всём диапазоне режимов работы.

Список использованных источников

[1] Аэродинамика и акустика вентиляторов и компрессоров газотурбинных двигателей: сборник научных трудов / под ред. В.И. Милешина. М.: ЦИАМ, 2021. (Труды ЦИАМ; № 1363).

[2] Hirsch Ch., 1990, Numerical Computation of Internal and External Flows. Volume 2, John Wiley & Sons.

[3] Menter F., 1994, Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA Journal, vol.32, pp.1299-1310.3.

[4] Jameson, A., 1991, Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings, AIAA-Paper 91-1596.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СЛУЖЕБНОГО КОМПРЕССОРА ВСПОМОГАТЕЛНОГО ГТД

В.А. Шукалюк
АО «НПП «Аэросила», Ступино

Вспомогательные газотурбинные двигатели типа ТА18-200 разработки АО «НПП «Аэросила» имеют в своей конструкции приводной служебный компрессор для обеспечения систем самолета сжатым воздухом. Служебный компрессор работает совместно с пневматической системой перепуска воздуха, в которую входит струйный регулятор перепуска воздуха, настроенный на поддержание определенного расхода воздуха и управляемый клапан перепуска воздуха. Для улучшения качества проектирования вспомогательных силовых установок была разработана математическая модель служебного компрессора, учитывающая работу пневматических агрегатами регулирования перепуска воздуха с влиянием потерь в трубопроводах подвода воздуха.

DEVELOPMENT OF A MATHEMATICAL MODEL OF AN AUXILIARY COMPRESSOR OF AN AUXILIARY POWER UNIT

V.A. Shukalyuk
JSC «SPE «Aerosila», Stupino

Auxiliary gas turbine engines TA18-200 developed by JSC SPE «AEROSILA» have an auxiliary compressor that generates pneumatic energy for the airplane needs. Auxiliary compressors work with pneumatic air bypass system, which contains pneumatic air bypass regulator and a controlled air bypass valve. To improve the quality of auxiliary power unit design, a mathematical model of an auxiliary compressor was developed. The developed mathematical model includes the operation of pneumatic automation units with the influence of air losses.

1 Введение

В настоящее время на вспомогательных газотурбинных двигателях (ВГТД) класса мощности до 350 кВт, производимых АО «НПП «Аэросила» [1], применяется центробежный служебный компрессор, предназначенный для отбора воздушной мощности в системы потребителя для обеспечения возможности запуска маршевых двигателей и кондиционирования салона. Для обеспечения стабильной работы служебного компрессора и поддержания его рабочей точки в расчетной зоне предусмотрены пневматические агрегаты регулируемого перепуска воздуха в системе отбора. Для подтверждения на этапе проектирования соответствия служебного компрессора требуемым характеристикам недостаточно провести лишь расчеты достаточности запасов газодинамической устойчивости. Для этого необходимо рассматривать и оценивать работу служебного компрессора совместно со всей системой отбора воздуха, включающей в себя пневматические агрегаты управления перепуском воздуха, расходомерную трубу Вентури, трубопроводы подвода воздуха, а также учитывать потери давления воздуха, возникающие из-за сложной геометрии трубопроводов и безвозвратные потери расхода воздуха, уходящие на питание пневматических агрегатов перепуска.

2 Математическая модель служебного компрессора

Учитывая вышеизложенное, была разработана математическая модель служебного компрессора ВГТД с учетом специфики работы агрегатов пневмоавтоматики. Используемые в конструкции пневматические агрегаты регулируемого перепуска воздуха – это клапан перепуска воздуха в атмосферу и управляющий им струйный регулятор перепуска воздуха. В струйный регулятор воздуха по трубопроводам подводится воздух из широкого и узкого сечения расходомерной трубы Вентури. В регулятор воздуха, который имеет в своей конструкции струйный логический блок, заложена следующая зависимость (1):

$$\frac{P_1}{P_0^*} = f(\alpha_{\text{вна}}) \quad (1)$$

где P_1 – статическое давление воздуха в узком сечении трубы Вентури, P_0^* – полное давление воздуха в широком сечении трубы Вентури, $\alpha_{\text{вна}}$ – угол установки лопаток входного направляющего аппарата

служебного компрессора. Регулятор управляет клапаном перепуска воздуха, открывая его если значение отношения давлений P_1 к P_0^* больше установленного значения и закрывая его в ином случае.

При резком прекращении отбора воздуха на нужды потребителя расход воздуха в трубе отбора падает, из-за чего значение отношений давлений P_1 к P_0^* резко повышается. Настроенный на поддержание определенного значения отношений давлений в сечениях трубы Вентури регулятор перепуска воздуха выдает пневматическую команду на открытие перепуска воздуха в управляющую магистраль клапана перепуска воздуха, не давая тем самым компрессору перейти на режим работы с меньшим коэффициентом газодинамической устойчивости.

Для учета потерь давления в трубопроводах подвода воздуха и учета безвозвратных утечек воздуха через пневматический регулятор и клапан перепуска воздуха был разработан специальный алгоритм расчета расхода воздуха через служебный компрессор. [2,3].

Алгоритм вычисляет рабочую точку на характеристике служебного компрессора по введенному пользователем необходимому значению расхода воздуха $G_{\text{в}}$ при разных заданных атмосферных условиях ($T_{\text{вх}}^*$, $P_{\text{вх}}^*$) в системе отбора. В случае, если пользователь не задал значение расхода воздуха $G_{\text{в}}$, либо при этом значении рассчитанное отношение давлений P_1 к P_0^* оказалось больше заложенного по характеристике, алгоритм вычислит, что отбор воздуха от служебного компрессора закрыт и проведет итерационное вычисление минимального необходимого значения расхода воздуха через клапан перепуска для поддержания устойчивой работы компрессора.

По вычисленному значению расхода воздуха $G_{\text{в}}$ по характеристике служебного компрессора вычисляется [4,5] степень повышения давления $\Pi_{\text{ск}}^*$ и коэффициент полезного действия (КПД) $\eta_{\text{ск}}$. По известным параметрам $G_{\text{в}}$, $\Pi_{\text{ск}}^*$, $\eta_{\text{ск}}$ по формулам (2-4) вычисляются температура за компрессором $T_{\text{ск}}^*$, удельная работа за компрессором $L_{\text{ск}}$ и мощность компрессора $N_{\text{ск}}$:

$$T_{\text{ск}}^* = T_{\text{вх}}^* \cdot \left(1 + \frac{\Pi_{\text{ск}}^{*\,\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{ск}}}\right) \qquad (2)$$

где $T_{\text{ск}}^*$ – температура воздуха на выходе из служебного компрессора, $T_{\text{вх}}^*$ – температура воздуха на входе в компрессор, $\Pi_{\text{ск}}^*$ – степень повышения давления воздуха, k – коэффициент адиабаты воздуха, $\eta_{\text{ск}}$ – КПД.

$$_{\text{ск}} = C_{p\,\text{ск}} \cdot T_{\text{ск}}^* - C_{p\,\text{вх}} \cdot T_{\text{вх}}^* \qquad (3)$$

где $L_{\text{ск}}$ – работа, совершаемая служебным компрессором, $C_{p\,\text{ск}}$ – теплоемкость воздуха на выходе из компрессора, $C_{p\,\text{вх}}$ – теплоемкость воздуха на входе в компрессор.

$$_{\text{ск}} = G_{\text{в}} \cdot L_{\text{ск}} \qquad (4)$$

где $N_{\text{ск}}$ – мощность служебного компрессора.

Рассчитанная мощность компрессора может быть использована в уравнении баланса ротора турбокомпрессора ВГТД для учета влияния отбора воздушной мощности от служебного компрессора на частоту вращения ВГТД.

3 Заключение

Разработанная математическая модель компрессора позволит точнее производить оценку влияния газодинамической устойчивости на закон управления, закладываемый в пневматический регулятор перепуска воздуха и рассчитывать необходимую потребляемую мощность служебного компрессора для разработки новых ВГТД или модернизации уже имеющихся.

Список использованных источников

[1] Вспомогательный двигатель ТА18-200 производства АО «НПП «Аэросила». URL https://aerosila.ru/products/vgtd-ta18-200klass-ekvivalentnoj-moshhnosti-350-kvt

[2] В.А. Шукалюк. Методика оценки влияния внутренних утечек в пневматическом регуляторе перепуска воздуха за компрессором. СИИТ, 2025, Т. 7, №2(21), С. 86-95.

[3] ГОСТ 8.586.4-2005 (ISO 5167-4:2003). Измерение расхода и количества жидкостей и газов с помощью стандартных сужающих устройств. Часть 4. Трубы Вентури. Технические требования. URL https://docs.cntd.ru/document/1200047569

[4] Башта Т. М. Машиностроительная гидравлика. Справочное пособие. М : Машиностроение, 1971. 664 с.

[5] Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М. : Машиностроение, 1992. 672 с.

ПУТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ НОВОГО СТАНДАРТА ИКАО ПО ШУМУ СВЕРХЗВУКОВЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

Ю.Д. Халецкий[1], В.И. Солонин[1], А.А. Мирзоян[1], А.А. Евстигнеев[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены пути снижения шума сверхзвукового гражданского самолета (СГС), коммерческий успех которого в значительной мере зависит от соответствия СГС экологическим требованиям ИКАО., определяющих технический облик самолета и силовой установки. На основе анализа работ в мировом авиадвигателестроении рассмотрен выбор параметров и конструктивного облика силовой установки СГС нового поколения. Представлены разрабатываемые технологии снижения шума основных источников – реактивной струи и вентилятора ТРДД, методы управления тягой двигателя при взлете и посадке. Рассмотрено состояние разработки норм летной годности по шуму для перспективных СГС.

WAYS TO MEET THE REQUIREMENTS OF THE ICAO NEW NOISE STANDARD FOR SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT

I.D. KHALETSKII[1], V.I. SOLONIN[1], A.A. MIRZOYAN[1], A.A. EVSTIGNEEV
[1] CIAM, Moscow, Russia

Ways of supersonic civil transport (SST) noise reduction are considered. The commercial success of SST largely depends on the compliance with the ICAO environmental standards, which determine the conceptual design of the plane and power plant. Based on the analysis of work in the global aircraft engine industry, the choice of parameters and the design appearance of a new-generation SST power plant is considered. The developed technologies for reducing the noise of the main sources – jet and fan, as well as methods for controlling engine thrust during LTO are presented. The state of the art in terms of noise airworthiness standards for advanced SST is considered.

1 Введение

Создание сверхзвукового гражданского самолета (СГС), являясь одним из перспективных направлений развития мировой транспортной системы, требует разработки новых технологий, которые обеспечат снижение расхода топлива, повышение надежности и ресурса при непременном удовлетворении экологических требований.

Выбор облика и параметров силовой установки (СУ) в значительной мере определяется постоянно ужесточающимися требованиями по шуму. В связи с этим в настоящее время в качестве двигателя рассматриваются бесфорсажные ТРДД со степенью двухконтурности выше, чем у двигателей СГС первого поколения. Увеличение степени двухконтурности обеспечивает снижение удельного расхода топлива на крейсерском режиме, однако уменьшает тягу на взлете при заданной тяге на крейсерском режиме, что приводит к необходимости увеличения размеров и массы двигателя.

На прошедшем в феврале 2025 года заседании Комитета по охране окружающей среды от воздействия авиации (CAEP/13) был рассмотрен вопрос о принятии новых ограничений по шуму СГС (Глава 15 Приложения 16, том 1, ИКАО [1]), соответствующих действующим требованиям для дозвуковых самолетов (Глава 14). Хотя в настоящее время затруднительно ответить, смогут ли СГС при современном уровне развития технологий отвечать требованиям главы 14, предъявляемым к дозвуковым самолетам той же взлетной массы, тем более что до сих пор не было совершено ни одного полета полноразмерного СГС нового поколения.

Уже несколько лет в России идут исследования по разработке технологий, направленных на создание сверхзвуковых самолетов нового поколения, что является сложной, комплексной проблемой. Бесспорно, вопросы аэродинамики двигателя в целом и его узлов должны занимать ведущее место. Не меньшее значение во всех ведущих странах производителях авиационной техники уделяется решению проблемы шума СГС, широко развернуты исследовательские работы для решения этой сложнейшей задачи. В России же рассматриваются в основном технологии снижения шума реактивной струи, хотя очевидно, что для решения

проблемы шума СГС на местности этого недостаточно. Выполненные прогнозные оценки [2] показывают, что соблюдение ограничений, подобных современным нормам Главы 14, требует разработки прорывных технологий применительно к шуму вентилятора, а также тесной интеграции СУ и планера и реализации интеллектуальных алгоритмов с помощью систем управляемого снижения шума (variable noise reduction system, VNRS).

2 Формирование технического облика двигателя

Проанализировав уровень современного авиадвигателестроения с учетом проводимой разработки перспективных технологий, можно спрогнозировать следующие значения параметров ТРДД СПС в условиях сверхзвукового крейсерского полета: температуру газа на входе в турбину $T^*_Г \approx 1650…1850$ К, суммарную степень повышения давления, определяемую исходя из возможной температуры за компрессором не более 900 К, отвечающей требованиям циклической долговечности ротора высокого давления, $\pi^*_{КΣ} \approx 15…25$, в зависимости от расчетного крейсерского числа М полета.

Выбор целесообразной степени двухконтурности (m) для ТРДД сверхзвуковых гражданских самолетов обусловлен достижением компромисса: с одной стороны, необходимость уменьшить внешнее сопротивление силовой установки в условиях сверхзвукового полета и на режимах разгона – набора высоты, а также уменьшить удельный расход топлива в крейсерском полете приводит к выбору малых значений m, с другой стороны, требование по снижению уровней шума СПС в контрольных точках ведет к выбору возможно бóльших значений m.

При сохранении дальности полета и длины ВПП увеличение степени двухконтурности m приводит к увеличению взлетной массы самолета $G_{взл}$ из-за увеличения потребной взлетной тяги R_0 и массы силовой установки $G_{су}$ (рис. 1). Как видно, при увеличении степени двухконтурности с 2.5 до 5.0 потребная взлетная тяга R_0 может увеличиться на 60%, масса силовой установки $G_{су}$ – на 90%, взлетная масса самолета $G_{взл}$ – на 40%, суммарный шум самолета в трех контрольных точках может быть снижен на 6 EPNдБ.

Заметное увеличение взлетной массы самолета при повышенных значениях m может привести к увеличению прямых эксплуатационных расходов, что может быть экономически неприемлемо. Поэтому эффективность использования ТРДД с более высокими степенями двухконтурности должна всегда оцениваться и с экономической точки зрения.

Предварительный выбор параметров двигателя с учетом практической дальности полета и уровня шума показал, что для обеспечения требуемых характеристик и снижения рисков при создании двигателя для делового сверхзвукового самолета необходима разработка ТРДД с уровнем параметров, отработанных на двигателе поколения 5+, степенью $m > 2,5…3,0$, $T^*_{Г\,max} \approx 1800$ К, $\pi^*_{КΣ} \approx 20$ и степенью повышения давления в вентиляторе $\pi^*_В \approx 2$. При этом для удовлетворения перспективных экологических требований необходимо разработать технологии по снижению уровня шума, в том числе при тесной интеграции СУ и планера, и эмиссии вредных веществ в условиях крейсерского полета. Для обеспечения широкого применения и снижения стоимости разработки двигателя целесообразно ее выполнять на базе серийных двигателей или их газогенераторов.

Для удовлетворения требований по шуму главы 15 выбор степени двухконтурности будет определяться возможностью использования разрабатываемых прорывных технологий.

3 Технологии снижения шума двигателя СГС

Анализ способов подавления шума реактивной струи показывает, что при современном уровне развития технологий наиболее перспективными средствами снижения шума двигателей СПС являются секторные сопла, сопла типа миксер-эжектор и сопла с инжекцией воды/воздуха.

Миксеры-эжекторы. Сопло типа миксер-эжектор представляет собой комбинацию многолепесткового сопла с эжектором, облицованным акустическим материалом. Многолепестковое сопло интенсифицирует смешение струи с окружающим воздухом, а эжектор с акустической облицовкой экранирует и поглощает шум струи. В идеальном случае на выходе миксера-эжектора формируется поток с равномерными профилями скоростей и температур. Анализ современных технологий показывает, что практически невозможно создать миксер-эжектор, который обеспечивал бы потребное снижение шума струи при приемлемых потерях тяги на крейсерском режиме.

Секторные сопла. Секторные сопла представляют собой результат интеграции системы типа миксер-эжектор и элементов конструкции планера. Выхлоп двух двигателей административного СПС объединяется в общую прямоугольную систему с расходящимися-суживающимися панелями (миксер), кили самолета и клин расширения сопла играют роль экранирующих поверхностей эжектора без его верхней поверхности. При этом неважно, какая часть акустической энергии струи будет излучаться вверх от сопла, основные эффекты снижения шума струи будут наблюдаться в боковой и пролетной контрольных точках.

Вдув воздуха и впрыск воды. При перпендикулярной инжекции суммарный импульс струи в продольном направлении и распределение давления на стенках сопла не изменяются, а, следовательно, остается постоянной и тяга сопла. Таким образом, в первом приближении можно заключить, что вдув и впрыск не влияют на аэродинамические характеристики выходного устройства двигателя. В натурных испытаниях на самолете получено существенное снижение шума (~ 10 дБ) и в дальнем поле струи, однако расход воды при этом превышал расход воздуха основной струи, что для двигателя ~ современного гражданского самолета неприемлемо.

Для того, чтобы обеспечить необходимую тягу силовой установки на сверхзвуковом крейсерском режиме, параметры вентилятора ТРДД должны существенно отличаться от параметров вентилятора ТРДД дозвукового самолета. Так, в настоящее время для дозвукового самолета степень повышения давления вентилятора составляет $\pi^*_В = 1{,}45…1{,}60$, тогда как для сверхзвукового самолета $\pi^*_В = 1{,}8…2{,}2$. Для обеспечения таких значений $\pi^*_В$ вентилятору сверхзвукового самолета, вероятнее всего, потребуется не одна, а две ступени. Акустические характеристики двухступенчатого вентилятора с двумя вращающимися и двумя неподвижными венцами вследствие их взаимодействия также будут значительно отличаться от характеристик одноступенчатого вентилятора, поэтому технологии снижения шума должны учитывать эти различия.

Технологии снижения шума вентилятора СУ сверхзвукового самолета исследованы в программе NASA [2]. Было показано, что во взлетно-посадочном цикле шум вентилятора вносит существенный вклад в общий шум самолета. В рамках этой программы рассматривали применение как одноступенчатых вентиляторов с $\pi^*_В \approx 1{,}8$, так и двухступенчатых с $\pi^*_В = 2{,}4$, которые соответствуют требуемому диапазону параметров.

В результате испытаний двухступенчатого вентилятора было обнаружено, что уровень тональной составляющей на частоте следования лопаток первой ступени более чем на 20 дБ превышает уровень тона на частоте следования лопаток второй ступени. Это доминирование отмечали на различных направлениях распространения шума и для различных конфигураций модели. Поэтому был сделан неоднозначный вывод, что при оценке шума двухступенчатого вентилятора достаточно учитывать только шум первой ступени [41].

Испытания одноступенчатого вентилятора с рабочими лопатками обратной стреловидности, разработанного компанией Honeywell специально для снижения шума на режиме взлета, показало возможность снижения шума ударных волн более чем на 5 дБ [3].

Проведенное расчетное сравнение шума одноступенчатого вентилятора с $\pi^*_В = 1{,}8$ и двухступенчатого с $\pi^*_В = 2{,}4$ при одинаковой взлетной тяге показало возможность снижения шума одноступенчатого вентилятора на 5…10 EPNдБ по сравнению с двухступенчатым. Поэтому, по предварительной оценке, применение одноступенчатой схемы вентилятора в двигателе с большей степенью двухконтурности может оказаться более целесообразным вследствие меньшего шума, но при этом практическая дальность СПС уменьшится из-за ухудшения летно-технических характеристик самолета.

Анализ проводимых исследований позволяет оценить величину возможного снижения шума силовой установки СПС при использовании разрабатываемых технологий снижения шума вентилятора:

– в одной из рассматриваемых работ при расположении двигателей над крылом снижение шума благодаря экранированию составило почти 13 EPNдБ в сумме по трем контрольным точкам [3], что сопоставимо с эффективностью системы шумоглушения вентилятора;

– установка экрана для модельной конфигурации «двигатель за крылом» приводит к снижению уровня тона на частоте следования лопаток в передней полусфере до 12 дБ; в боковом направлении уровень основного тона снижается приблизительно на 6 дБ, на более высоких частотах снижение уровня шума несколько меньше – около 3 дБ; следует отметить снижение шума ударных волн, полученное для конфигурации «двигатель за крылом»: практически все компоненты этого шума снижаются на величину до 15…17 дБ в направлениях от 40 до 90°;

– рабочие лопатки вентилятора с обратной стреловидностью позволяют снизить шум ударных волн более чем на 5 дБ;

– экспериментально получено, что уровень тонального шума на частоте следования лопаток второй ступени вентилятора ниже, чем на частоте следования лопаток первой ступени, более чем на 20 дБ, что имеет место на различных направлениях распространения шума и у различных конфигураций модели, поэтому при оценке шума двухступенчатого вентилятора в передней полусфере целесообразно учитывать только шум первой ступени;

– для двухступенчатого вентилятора на режиме набора высоты увеличение расстояния между входным направляющим аппаратом и рабочим колесом с дополнительной установкой звукопоглощающих конструкций на этом участке приводит к снижению уровня шума до 6 EPNдБ.

Таким образом, технологии снижения шума вентилятора для СПС в основном мало отличаются от тех, что применяются при снижении шума вентиляторов для дозвуковых самолетов.

Малошумное управление тягой силовой установки при взлете и заходе на посадку

Специальное малошумное управление тягой силовой установки СГС включает в себя дросселирование сразу после отрыва самолета и набора высоты 10,7 м. Такое управление тягой СУ для снижения шума СГС при взлете пока не стало нормой, но включено в Главу 15 [1] для перспективных СГС.

Помимо малошумного управления на взлете рассматривается также малошумное управление тягой при заходе на посадку, которое может привести к изменению стандартного угла наклона всей глиссады или ее части и снизить шум при посадке на 5…6 EPNдБ. Для этого необходимо изменить принятые стандартные процедуры взлета и посадки с использованием специального оборудования для автоматического изменения режима работы двигателя и режима полета, без участия пилотов, что потребует проектирования системы интегрального управления силовой установкой и полетом самолета.

Идея использования запрограммированного снижения тяги в качестве автоматического механизма снижения шума может быть реализована в виде системы управляемого снижения шума (VNRS), в которой шум снижается автоматически, без вмешательства летного экипажа.

Обеспечение требуемых уровней шума возможно только при комплексном подходе к разработке и внедрению рассмотренных прорывных технологий.

4 Заключение

Проведенный анализ работ по перспективному направлению развития мировой транспортной системы, связанному с созданием сверхзвукового гражданского самолета, позволяет сделать следующие выводы.

1 В ближайшие десятилетия мировая авиационная промышленность разработает деловой сверхзвуковой самолет дальностью полета не менее 7000…8000 км, с низкими уровнями звукового удара и шума на местности, соответствующими перспективным нормам ИКАО.

2 Силовая установка СПС будет разработана на основе технологий, разработанных для двигателей поколения 5+. Выбор облика и параметры силовой установки для СПС в значительной мере определяются ужесточающимися нормами по шуму и требуют тесной интеграции силовой установки и планера.

3 Предварительный анализ рассматриваемых параметров бесфорсажного двухконтурного двигателя поколения 5+ для СПС (m ~2,5; $T^*_{\Gamma\,max}$ = 1800 К; $\pi^*_{K\Sigma}$ = 20; $\pi^*_B \approx 2$) с учетом летно-технических характеристик самолета показал, что при использовании этих параметров двигатель не сможет обеспечить соответствие СПС новому стандарту ИКАО по шуму, представленному в Главе 15 Приложения 16, том 1.

4 Для удовлетворения этих требований необходимо пересмотреть конструктивный облик и параметры силовой установки на основе расчетно-экспериментальной отработки следующих технологий:

– малошумного управления силовой установкой на режимах взлета и захода на посадку, что потребует использования специального оборудования для автоматического управления двигателем и самолетом;

– технологий снижения шума струи, одной из которых является применение регулируемых секторных сопел;

– снижения шума вентилятора с применением технологий, отработанных на ТРДД дозвуковых самолетов, например, конструкции вентилятора без ВНА, облицовки канала наружного контура звукопоглощающими конструкциями, применения рабочих лопаток обратной стреловидности, а также экранировки звука элементами планера;

5 Для выполнения требований нового стандарта ИКАО по шуму сверхзвуковых гражданских самолетов (Глава 15 Приложения 16, том 1) необходимо организовать разработку прорывных технологий снижения шума двигателей для СГС с достижением 5…6-го уровней готовности к 2028 году. Это позволит обеспечить создание конкурентоспособного сверхзвукового гражданского самолета.

Список использованных источников

[1] Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Т. 1. Авиационный шум / ИКАО. Изд. 8-е. Монреаль: ИКАО, 2017. 262 с.

[2] Сверхзвуковые технологии в проектах гражданских авиалайнеров: (аналитический обзор по материалам зарубежных информационных источников)//В.А. Чабанов, А.Ф. Михайлов, В.М. Кулясов, А.О. Мухаметжанова, Н.К. Яковлева; Научно-информационный центр. Москва: ГосНИИАС, 2024. 250 с.

[3] Advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2018–2020 period Phase 2 / J. Morgenstern, M. Buonanno, J. Yao, et al. Cleveland: NASA, Glenn Research Center, 2015. 374 p. NASA/CR-2015-218719. PMF-01766.

МАЛОШУМНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ И РЕЖИМОМ ПОЛЕТА СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

А.А. Мирзоян[1], Ю.Д. Халецкий[1], А.А. Евстигнеев[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрено малошумное совместное управление силовой установкой и режимом полета сверхзвукового пассажирского самолета во взлетно-посадочном цикле. Прогнозирование уровней шума в сертификационных точках проведено с учетом 3-х источников шума самолета: вентилятора, выхлопной струи и планера. Программы совместного малошумного управления включают в себя оптимальное изменение тяги силовой установки и режима полета самолета во время взлета, начального набора высоты и захода на посадку. Показано, что выигрыш в кумулятивном уровне шума самолета во взлетно-посадочном цикле при использовании совместного малошумного управления в значительной степени зависит от степени двухконтурности двигателя.

LOW NOISE MANAGEMENT OF ADVANCED PROPULSION SYSTEM AND FLIGHT MODES OF SUPERSONIC CIVIL AEROPLANE AT TAKE-OFF AND APPROACH

A.A. Mirzoyan[1], Iu.D. Khaletskii[1], A.KA Evstigneev[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

Special low noise joint management of advanced propulsion system and flight modes of supersonic civil aeroplane at landing and take-off cycle is considered. The prediction of the noise levels at certification points are submitted taking into account 3 aircraft noise sources: fan, exhaust jet and airframe. Low noise management schedule includes the optimal control of propulsion system power settings and aeroplane flight modes along the take-off and initial climb, as well as approach. It is shown that benefit in the cumulative noise levels at take-off and approach obtained by using the low noise joint management mainly depend on the engine bypass ratio.

1 Введение

Ключевой проблемой разработки перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов (ПСПС) является удовлетворение экологических требований по звуковому удару, уровню шума на местности во взлетно-посадочном цикле (ВПЦ) и эмиссии двигателей. В соответствии с требованиями проекта новой главы 16 стандарта ИКАО уровни шума ПСПС в сертификационных контрольных точках (КТ) должны соответствовать уровням шума Главы 14 Приложения 16, том I для дозвуковых реактивных самолетов [1].

Конструктивные особенности ПСПС приводят к генерации более интенсивного шума в течение ВПЦ, чем у дозвукового реактивного самолета с той же взлетной массой. Расчетные оценки уровней шума ПСПС показывают, что при современном уровне развития авиационных технологий удовлетворение требований новой Главы 16 представляет собой не простую задачу [2, 3].

Требования Главы 16 включают некоторые изменения в существующих процедурах сертификации шума, применяемых к дозвуковым реактивным самолетам. Специально оговорено, что при сертификации шума ПСПС будет использоваться техническое оборудование, которое будет реализовывать новые подходы к снижению шума ПСПС на местности. Возможность управления шумом ПСПС во ВПЦ с помощью управления силовой установкой (СУ), обеспечивающего автоматическое (программируемое) дросселирование тяги/мощности двигателя, рассматривалась в ряде публикаций [2-8].

2 Постановка задачи

Сравнение эффективных воспринимаемых уровней шума при использовании исходного и малошумного управления при взлете и заходе на посадку проводится применительно к гипотетическому двухмоторному сверхзвуковому самолету бизнес класса (ССБД) с дальностью полета L = 7400 км, пассажировместимостью n = 8 чел. и длиной сбалансированной ВПП Lвпп = 2000 м.

В работе рассмотрено использование на ССБД ТРДД со степенью двухконтурности m = 2.5...5.0.

Значения L, n и Lвпп поддерживались постоянными при изменении m.

ТРДД с повышенной степенью двухконтурности (вплоть до 5.0) рассматриваются здесь с целью максимального снижения уровня шума ССБД. В то же время очевидно, что необходим поиск компромиссных решений с учетом таких противоречивых факторов, как размер/лобовое сопротивление гондолы двигателя, которые увеличиваются с увеличением m.

3 Оценка летно-технических характеристик ССБД при заданной дальности полета и использовании ТРДД с различной степенью двухконтурности

Сохранение заданных значений дальности полета L, пассажировместимости n и длины сбалансированной ВПП с увеличением степени двухконтурности m приводит к увеличению максимальной взлетной массы $G_{взл}$ в первую очередь за счет увеличения потребной взлетной тяги и массы СУ.

На рис. 1 показано изменение $G_{взл}$ в зависимости от степени двухконтурности m.

Видно, что при изменении m от 2.5 до 5.0 с учетом сохранения дальности полета L, пассажировместимости n и длины сбалансированной ВПП $L_{впп}$ $G_{взл}$ увеличиваются с 55 000 кг до 77 000 кг, т. е. на 40%.

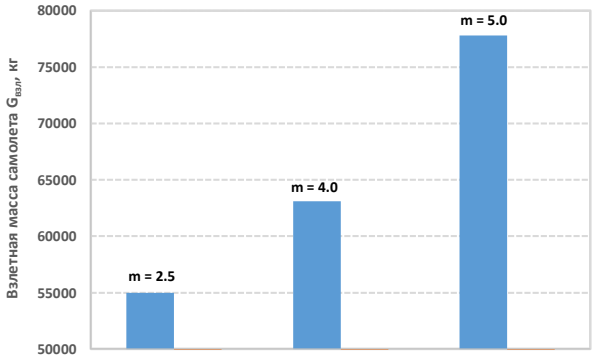


Рис. 1. Изменение $G_{взл}$ в зависимости от m при L = 7400 км, n = 8, $L_{впп}$ = 2000 м

Заметное увеличение $G_{взл}$ при повышенных значениях m может привести к увеличению прямых эксплуатационных расходов, что может быть экономически неприемлемо. Поэтому экономическая эффективность использования ТРДД с более высокими степенями двухконтурности должна быть более точно оценена в будущих исследованиях.

4 Малошумное управления при взлете и заходе на посадку

В качестве исходного управления СУ при взлете рассматривается традиционное управление тягой, применяемое на дозвуковых реактивных самолетах. Она включает в себя использование взлетного и дроссельного режима работы двигателя.

Предлагаемое малошумное управление при взлете включает в себя 7 режимов полета: на взлетном режиме (1), с дросселированием тяги до режима пониженного бокового шума (ПБШ) (2), на режиме ПБШ (3), с увеличением тяги до максимального режима набора высоты (МРНВ) (4), на режиме МРНВ (5), с дросселированием тяги до режима пониженного пролетного шума (ППШ) (6) и на режиме ППШ (7).

Степень дросселирования тяги $R_{отн}$ равна $R_{отн} = R / R_{max}$, где R и R_{max} – тяга и максимальная тяга при данных полетных условиях.

На рис. 2 исходное и малошумное управление тягой СУ показаны в виде изменения степени дросселирования тяги при взлете $R_{отн\ взл}$ в зависимости от расстояния от точки старта отпускания тормоза для СПС с $G_{взл}$ = 55 000 кг и ТРДД с m = 2.5.

Рис. 2. Исходное и малошумное управление СУ при взлете

На рис. 3 показано изменение режима полета вдоль траектории полета ССБД с ТРДД с m = 2.5 при исходном и малошумном управлении на взлете.

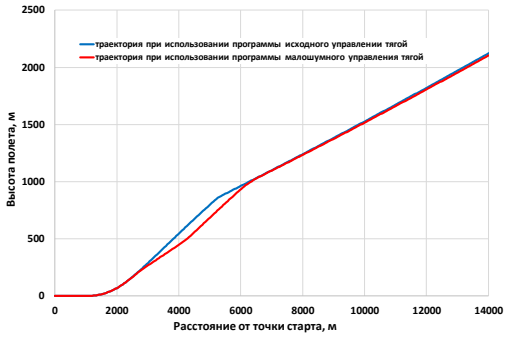


Рис. 4. Изменение режимов полета для ССБД с ТРДД с m = 2.5 при исходном и малошумном управлении на взлете

5 Акустическая эффективности малошумного управления

На рис. 5 показана акустическая эффективность малошумного управления на взлете (по сравнению с исходным управлением). Изменение пролетного шума

при малошумном управление при взлете не превышает 1 EPNдБ.

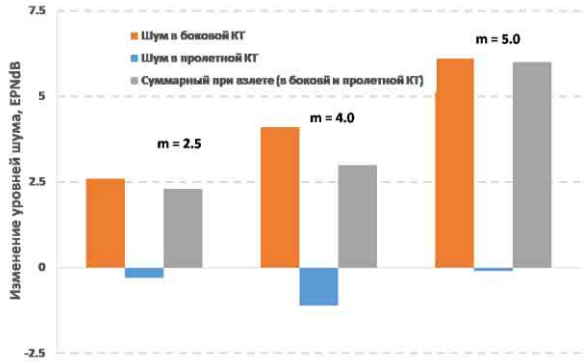


Рис. 5. Выигрыш в шуме при взлете при малошумном управлении в зависимости от степени двухконтурности m

Снижение уровня бокового шума составляет от 2.6 до 6.1 EPNдБ в зависимости от m.

Увеличение выигрыша по шуму с увеличением m связано с увеличением вклада шума вентилятора в общий шум двигателя, а также с увеличением влияния дросселирования двигателя на шум вентилятора. В результате изменение суммарного уровня шума при взлете в случае использования малошумного управления вместо исходного управления составило 2.3 ... 6.0 EPNдБ в зависимости от m.

На рис. 6 показано изменение уровня шума при посадке относительно уровня шума самолета, использующего глиссаду с $\theta = -3^{o}$ и ТРДД с m = 2.5, в зависимости от угла наклона глиссады θ и степени двухконтурности m.

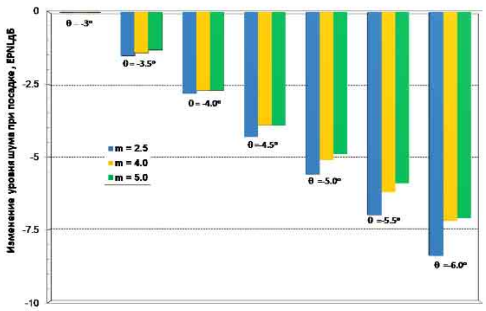


Рис. 6. Выигрыш в шуме при посадке при малошумном управления в зависимости от угла наклона глиссады θ и степени двухконтурности m

6 Заключение

Сравнительная оценка уровней шума при использовании исходного (традиционно используемого на дозвуковых реактивных самолетах) и малошумного управления проведена применительно к гипотетическому двухдвигательному сверхзвуковому самолету бизнес класса (с пассажировместимостью 8 чел., дальностью полета 7 400 км и длиной сбалансированной ВПП 2 000 м). Были получены следующие основные результаты:

- использование программы малошумного управления при взлете и начальном наборе высоты вместо исходного управления снижает суммарный уровень шума на взлете на 2.3-6.0 EPNдБ в зависимости от степени двухконтурности двигателя.

- использование программы малошумного управления при заходе на посадку приводит к увеличению угла наклона глиссады из-за дополнительного дросселирования тяги. При изменении угла наклона глиссады с -3^{o} до -6^{o} снижение шума ПСПС может достигать 8.4 EPNдБ для ТРДД со степенью двухконтурности m = 2.5 до 6.2 EPNдБ для m = 5.0. Увеличение угла наклона глиссады относительно стандартного значения -3^{o} ведет к усложнению процедур захода на посадку и требует обязательного применения инструментальной автоматической системы посадки, которая в настоящее время применяется на многих дозвуковых реактивных самолетах

- при изменении степени двухконтурности двигателя от 2.5 до 5.0 при сохранении заданных летно-технических характеристик самолета, таких как дальность полета, пассажировместимость и длина сбалансированной ВПП, максимальная взлетная масса самолета заметно увеличивается (с 55 до 77 тонн); заметное увеличение взлетной массы при повышенных m может привести к увеличению прямых эксплуатационных расходов, что может быть экономически неприемлемо

- исследования малошумного управления тягой следует продолжить в направлении учета эффекта экранирования шума элементами планера и реализация управления в автоматических системах управления силовой установкой и полетом самолета.

Список использованных источников

[1] Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Vol. I: Aircraft Noise, International Standards, and Recommended Practices-Environmental Protection, 7th ed., International Civil Aviation Organization, Montreal, July 2014.

[2] Berton J., Jones S., Seidel J., Huff D. Advanced Noise Abatement Procedures for a Supersonic Business Jet . In: Proceedings of 23rd International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE 2017): Economy, Efficiency and Environment, 3 - 8 September 2017, Manchester, UK, 2017, Bedfordshire, UK, ISABE, p. 477 - 489.

[3] Mirzoyan A. Studies on MDO of Engine Design Parameters with Mission, Noise and Emission Criteria at SSBJ Engine Conceptual Design. In: CD-ROM Proceedings of 26th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2008) including the 8th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, 14 - 19 September 2008, Anchorage, Alaska, USA.

[4] Berton J., Jones S., Seidel J., Huff D. Mint: Noise Predictions for a Supersonic Business Jet Using Advanced Take-Off Procedures. The Aeronautical Journal. 2018. DOI: 10.1017/aer.2018.6.

[5] Mirzoyan A., Stouflett B. Environmental Problems of the SSBJ Engine in the HISAC Project. Noise and Emission Potentialities of Optimal Takeoff Thrust Management for Twin Engine Low Boom SSBJ. ICAS 2009 Workshop “Aviation and Environment”, 28 September 2009, Amsterdam, Netherland. Available from: http://icas.org/media/pdf/Workshops/2009/REF4.%20DASSAULT_HISAC_ICAS2009%20workshop.pdf [Доступ: 2021-01-30].

[6] Mirzoyan A., Khaletskii I. Potentialities of Noise Reduction Using Low Noise Takeoff Thrust Management for Advanced Supersonic Civil Aeroplanes. 22th CEAS-ASC Workshop “Future Aircraft Design and Noise Impact”, 6 - 7 September 2018, Amsterdam, Netherland. Avalable from:

[7] https://www.nlr.org/wp-content/uploads/2018/09/CEAS-p11_Mirzoyan-Khaletskii-Potentialities-of-Noise-Reduction-Using-Low-Noise-Takeoff-Thrust-Management-for-Advanced-Supersonic-Civil-Aeroplanes.pdf [Доступ: 2021-01-30].

[8] А.А. Мирзоян, Ю.Д.Халецкий «Снижение шума сверхзвукового пассажирского самолета за счет управления тягой двигателей во взлетно-посадочном цикле», Propulsion - New Perspectives and Applications. Edited by Kazuo Matsuuchi. IntechOpen, 2021. https://doi.org/10.5772/intechopen.97465. https://www.intechopen.com/chapters/76364.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КЛОКИНГА НА ТОНАЛЬНЫЙ ШУМ ПЕРВЫХ ДВУХ ПОДПОРНЫХ СТУПЕНЕЙ КНД

А.А. Россихин[1], В.И. Милешин[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты исследования влияния клокинга на тональный шум первых двух подпорных ступеней КНД ТРДД. Рассматриваемая модель включает в себя рабочее колесо вентилятора и две подпорные ступени с входным направляющим аппаратом. Ступени имеют одинаковые числа лопаток в рабочих колесах и направляющих аппаратах. С использованием метода расчета в частотной области были произведены расчеты для четырех взаимных положений рабочих колес и четырех взаимных положений направляющих аппаратов на режиме «посадка». Результаты расчета демонстрируют, что мощность излучения из воздухозаборника при клокинге рабочих колес может меняться на 4 дБ.

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF CLOCKING ON TONE NOISE OF LOW PRESSURE COMPRESSOR FIRST TWO BOOSTER STAGES

A.A. Rossikhin[1], V.I. Mileshin[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

Results of numerical investigation of the influence of clocking on tone noise of low pressure compressor first two booster stages are presented. The model under consideration includes a row of rotor blades of the fan, rows of rotor blades and rows of stator blades corresponding to the first two booster stages and also row of inlet guide vanes of the booster. The stages have identical numbers of rotor blades and stator blades. With use of a method of calculation in frequency domain calculations have been performed for four mutual positions of rotor blades and four mutual positions of stator blades at approach operational conditions. The results of investigation show, that clocking can change the power of radiation from inlet on 4 dB.

1 Введение

Одним из компонентов тонального шума ТРДД с высокой степенью двухконтурности является шум взаимодействия между венцами в подпорных ступенях компрессора низкого давления (КНД). Хотя подпорные ступени как источник шума менее значимы, чем вентилятор, их шум может быть заметен на некоторых режимах работы двигателя [1]. При дальнейшем снижении шума вентиляторов шум подпорных ступеней может стать проблемой.

Особенностью подпорных ступеней как источника шума по сравнению с вентилятором является то, что обычно их шум определяется взаимодействием нескольких венцов.

Числа лопаток в венцах, их геометрические формы и осевые зазоры между венцами не полностью характеризуют геометрическую форму многоступенчатой лопаточной машины в целом – лопатки, относящиеся к разным венцам, принадлежащим к одной из групп венцов (роторной или статорной), можно смещать по угловой координате друг относительно друга. Осуществляя такой сдвиг можно получить разные сборки лопаточных машин, вообще говоря, могущие отличаться по своим характеристикам. Сдвиг лопаток в венце в окружном направлении называют клокингом венцов. Можно говорить о клокинге рабочих колес и клокинге направляющих аппаратов.

Использование клокинга потенциально может помочь снизить шум подпорных ступеней. В данной работе представлены результаты исследования влияния клокинга на тональный шум подпорных ступеней КНД. В качестве объекта исследования выступает КНД, включающий в себя вентилятор и четыре подпорные ступени. Подробные данные о нем можно найти в работе [2]. Исследуется шум подпорных ступеней на режиме «посадка», на котором данный шум дает наибольший вклад в общий шум КНД. Для рассматриваемого КНД первые две подпорные ступени имеют одинаковые числа лопаток в рабочих колесах и направляющих аппаратах. Поэтому он позволяет исследовать как клокинг рабочих колес, так и клокинг направляющих аппаратов.

Исследование выполнено с использованием численного метода расчета тонального шума многоступенчатых турбомашин в частотной области [3]. Ранее этот метод показал хорошие результаты при

моделировании шума подпорных ступеней на разных режимах работы [3,4].

2 Численный метод

Метод расчета нестационарных полей течения, используемый в рамках данной работы [5], основан на решении трехмерной системы уравнений Эйлера для возмущений в системе отсчета, связанной с лопаточными венцами. На первом этапе вычислений, с использованием полных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и интерфейсов между венцами типа “mixing plain”, проводится расчет среднего стационарного поля течения внутри турбомашины. Полученные результаты используются как исходные данные для нестационарного расчета.

При проведении нестационарного расчета для пространственной дискретизации используется метод конечных объемов. Для аппроксимации потоков используется DRP (Dispersion Relation Preserving) схема четвертого порядка [6], переписанная для криволинейной системы координат (дополнительные детали можно найти в работе [5]). Для выполнения шага по времени в данной работе использовались схемы Рунге-Кутта типа HALE-RK (High-accuracy large-step explicit Runge–Kutta) четвертого порядка [7].

В рамках используемого метода расчета тонального шума многоступенчатых турбомашин в частотной области решение в лопаточном венце ищется в виде набора полей гармонических фрагментов в одном межлопаточном канале венца. Понятие гармонического фрагмента - совокупности возмущений в венце имеющих одинаковую частоту и фазовый сдвиг между границами межлопаточного канала, было представлено в работах [3,8]. Предполагается, что нестационарное поле течения в венце можно приближенно описать, используя относительно небольшое число гармонических фрагментов [3].

2 Объект исследования

Рассматриваемый компрессор низкого давления в стендовой конфигурации представляет собой модель диаметром D=700 мм. Он включает в себя вентилятор с широкохордными лопатками рабочего колеса, а также четыре подпорные ступени. Вентилятор имеет в рабочем колесе (РК) 18 лопаток, а в спрямляющем аппарате (СА) – 42 наклонные в осевом направлении лопатки. Во входном направляющем аппарате (ВНА) подпорных ступеней – 79 лопаток. За ВНА расположены четыре подпорные ступени. Числа лопаток в рабочих колесах двух первых подпорных ступеней ($РК_{I}$ и $РК_{II}$) - 69 . Числа лопаток в направляющих аппаратах этих подпорных ступеней ($НА_{I}$ и $НА_{II}$) - 74 . Такая конфигурация позволяет исследовать как клокинг рабочих колес, так и клокинг направляющих аппаратов. Схема КНД в стендовой компоновке показана на **Рис. 1**. Увеличенный фрагмент схемы, позволяющий рассмотреть подпорные ступени, представлен на **Рис. 2**.

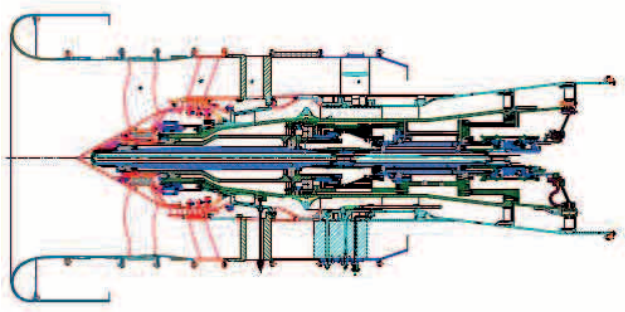


Рис. 1. Схема модельного КНД

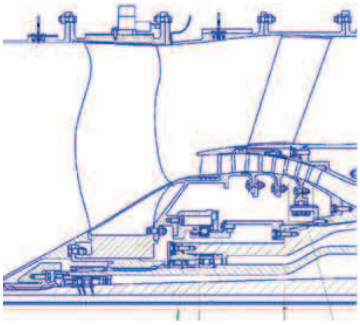


Рис. 2. Увеличенный фрагмент схемы

Рабочий режим «посадка» для данного КНД соответствует относительной частоте вращения вала $\bar{N} = 58\%$. Данный режим характеризуется дозвуковым течением.

Для данного КНД были выполнены экспериментальные исследования аэродинамических и акустических характеристик на стенде ЦИАМ. К сожалению, взаимное положение венцов для первой и второй подпорных ступеней в эксперименте не известно.

Расчетные исследования тонального шума были направлены на выявление шума, возникающего при взаимодействии между $ВНА_{I}$, $РК_{I}$, $НА_{I}$, $РК_{II}$, $НА_{II}$, а также при рассеянии шума подпорных ступеней на рабочем колесе вентилятора. Исследовалось четыре взаимных положения рабочих колес и четыре взаимных положения спрямляющих аппаратов. Остальные взаимодействия в рамках данной работы не рассматривались.

2 Расчет нестационарного поля течения для различных взаимных положений венцов

В рамках работы исследовался клокинг как рабочих колес, так и направляющих аппаратов. Непосредственно исследовался сдвиг в окружном

направлении $РК_{II}$ и $НА_{II}$. Для удобства введем параметры клокинга для рабочих колес и направляющих аппаратов - C_R и C_S равные углу сдвига в окружном направлении соответственно $РК_{II}$ и $НА_{II}$, отнесенному к окружному размеру межлопаточного канала для сдвигаемого венца ($2\pi/69$ для $РК_{II}$ и $2\pi/74$ для $НА_{II}$). Сначала был проведен расчет для базовой конфигурации (с C_R=0 C_S=0). В рамках исследования клокинга рабочих колес были проведены расчеты для конфигураций с C_R=0.25, 0.5 и 0.75 при значении C_S=0. В рамках исследования клокинга направляющих аппаратов были проведены расчеты для конфигураций с C_S=0.25, 0.5 и 0.75 при значении C_R=0.

Постановка всех семи расчетов была одинаковой. Была поставлена задача разрешить тона с частотами f_2 (69N), f_2-f_1 (51N), f_2+f_1 (87N) и f_2+2f_1 (105N), где N – частота вращения вала вентилятора. Здесь f_2 это частота следования $РК_I$, второй тон соответствует разности частот следования $РК_I$ и РК (f_1), третий тон соответствует их сумме, а четвертый тон соответствует сумме частоты следования $РК_I$ с удвоенной частотой следования РК. Данные тона были выбраны на основании результатов предыдущих исследований.

Прежде всего, на основании эвристических соображений, описанных в [3], были определены наборы гармонических фрагментов, которые должны быть разрешены в венцах, чтобы найти тональный шум для заданных частот. Расчеты проводились для 7 гармонических фрагментов в рабочем колесе вентилятора, 17 в ВНА подпорных ступеней, для 27 в рабочих колесах первой и второй ступеней и для 25 в направляющих аппаратах первой и второй ступеней (всего для 128 гармонических фрагментов).

После завершения постановочной части расчетов был произведены численные расчеты полей гармонических фрагментов. Всего требовалось 20000 шагов до достижения сходимости для каждого из расчетов.

Когда решения установилось, был проведен модальный анализ пульсаций на входе в КНД. Результаты модального анализа в виде уровней мощности выделенных при проведении анализа азимутальных мод, соответствующих распространяющимся по проточному тракту акустическим возмущениям, представлены на **Рис. 3** и **Рис 4** для клокинга рабочих колес и клокинга направляющих аппаратов.

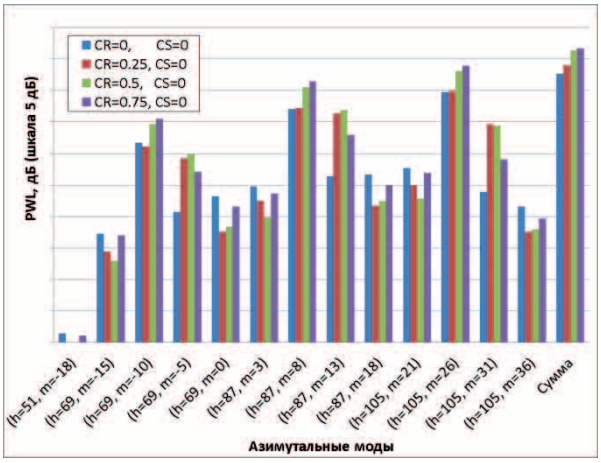


Рис. 3. Результаты модального анализа на поверхности перед вентилятором для различных клокингов рабочих колес

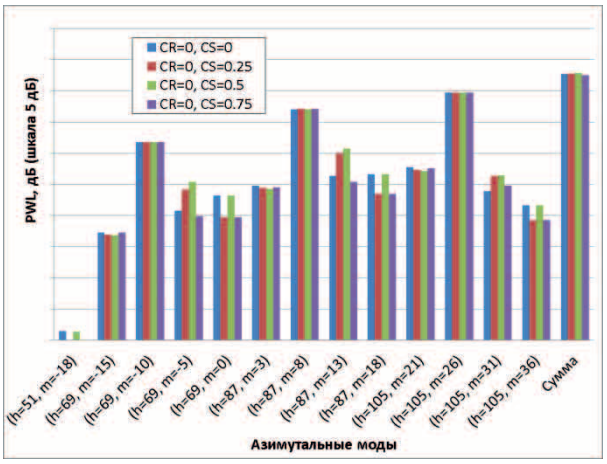


Рис. 4. Результаты модального анализа на поверхности перед вентилятором для различных клокингов направляющих аппаратов

На основании **Рис. 3** можно заключить, что клокинг рабочих колес существенным образом влияет на мощности излучения подпорных ступеней. Мощность излучения ступени с $РК_{II}$ повернутым на две трети межлопаточного канала относительно исходного положения (C_R=0.75) на 4 дБ больше, чем у ступени с базовым положением венцов. Влияние клокинга на мощность излучения, прежде всего, обусловлено его воздействием на моды, связанные с взаимодействием ВНА с $РК_I$ $РК_{II}$.

На основании **Рис. 4** можно заключить, что клокинг направляющих аппаратов слабо влияет на суммарную мощность излучения ступени (максимальная разница межу уровнями мощности – 0.3 дБ). Однако для отдельных мод мощность может меняться более чем на 5 дБ. При этом наибольшая мощность мод наблюдается для $НА_{II}$ повернутого на половину межлопаточного канала (C_S=0.5), а наименьшая у повернутого на 2/3 межлопаточного канала (C_S=0.75). Интересно отметить, что клокинг

рабочих колес влияет на шум, связанный с взаимодействием рабочих колес с направляющими аппаратами сильнее, чем клокинг направляющих аппаратов.

Анализ полей течения позволяет склониться к мысли, что причиной клокинга является деструктивная интерференция.

В целом можно заключить, что клокинг можно рассматривать как эффективный способ снижения шума многоступенчатых турбомашин. Если правильно подобрать положения венцов то можно добиться того, чтобы излучаемый шум вперед или назад по потоку был заметно слабее по мощности, чем мощность излучения для отдельных механизмов генерации шума в турбомашине. Для практического применения клокинга для снижения шума венцов надо уметь оценивать вклад отдельных источников, чтобы снижать или увеличивать их шум по отдельности, подбирая лучшие условия для клокинга. Разработка соответствующих методов является очевидным продолжением данной работы, и заметно облегчается гибкой структурой используемого численного метода.

3 Заключение

Представлены результаты исследования влияния клокинга на тональный шум первых двух подпорных ступеней КНД ТРДД с высокой степенью двухконтурности. В качестве объекта исследования выступает КНД, включающий в себя вентилятор и четыре подпорные ступени. Исследуется шум первых двух подпорных ступеней на режиме «посадка», на котором он дает наибольший вклад в общий шум КНД. Для рассматриваемого КНД первые две подпорные ступени имеют одинаковые числа лопаток в рабочих колесах и направляющих аппаратах. Поэтому он позволяет исследовать как клокинг рабочих колес, так и клокинг направляющих аппаратов.

В рамках работы были произведены расчеты для четырех взаимных положений рабочих колес и четырех взаимных положений направляющих аппаратов. Результаты расчетов взаимодействия демонстрируют, что мощность излучения в проточном тракте перед вентилятором при клокинге роторов может меняться на 4 дБ. Мощность излучения для клокинга статоров в целом не меняется, однако для отдельных азимутальных мод может меняться более чем на 5 дБ.

Список использованных источников

[1] Khaletskiy Y., Mileshin V. – Experimental Study Of 700-mm Fan Model Noise At CIAM Anechoic Chamber, GT2013-94454, ASME Turbo Expo 2013, San Antonio, Texas, USA, June 3-7, 2013.

[2] Mileshin V., Orekhov I., Pankov S. – Numerical And Experimental Investigations of Single-Flow and Bypass-Flow Fans, Paper 039, International Conference Fan 2012, Senlis, France, April 18-20, 2012

[3] Rossikhin A.A., Pankov S.V., Mileshin V.I., – Numerical Investigation of The First Booster Stage Tone Noise of a High Bypass Ratio Turbofan, GT2016-57352, ASME Turbo Expo 2016, Seoul, South Korea, June 13-17, 2016.

[4] Россихин А.А., Панков С.В., Милешин В.И., Расчетно-экспериментальное исследование тонального шума первой подпорной ступени ТРДД для различных режимов работы, Авиационные двигатели, № 4(9), стр. 19-32, 2020.

[5] Nyukhtikov M.A., Rossikhin A.A., Sgadlev V.V., Brailko I.A. – Numerical Method for Turbo-Machinery Tonal Noise Generation and Radiation Simulation Using CAA Approach, GT2008-51182, Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, GT2008, Berlin, Germany June 9-13, 2008

[6] Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-Relation-Preserving Schemes for Computational Acoustics. Journal of Computational Physics, Vol. 107, pp. 262-281, 1993.

[7] Allampalli V., Hixon R., Nallasamy M., Sawyer S.D. – High-accuracy large-step explicit Runge–Kutta (HALE-RK) schemes for computational aeroacoustics, Journal of Computational Physics, vol. 228, pp. 3837–3850, 2009.

[8] Osipov A.A., Rossikhin A.A. – Calculation method for unsteady aerodynamic blade row interaction in a multistage turbomachine, TsAGI Science Journal, Vol. 45(3–4), pp. 255–271, 2014.

ИЗМЕРЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ВЕНТИЛЯТОРА В «ГОРЯЧЕМ» СОСТОЯНИИ

В.П. Кулеш, К.А. Курулюк, В.Е. Мошаров, Г.Е. Нонкин, И.В. Сенюев
ФАУ «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Описана специализированная измерительная видеограмметрическая система в варианте монограмметрии, разработанная для экспериментального определения основных геометрических параметров положения, движения и деформации лопаток турбовентиляторного двигателя пассажирского самолета при работе двигателя в наземных испытаниях. Методика измерения основана на принципе конвергенции изображений, в которой априорная информация сформулирована в виде типовой параметрической гипотезы.

MEASUREMENT OF GEOMETRICAL PARAMETERS OF FAN BLADES IN THE "HOT" STATE

V.P. Kulesh, K.A. Kurulyuk, V.E. Mosharov, G.E. Nonkin, I.V. Senyuyev
TsAGI, Zhukovsky, Russia

The specialized measuring videogrammetric system in the monogrammetry variant is described, developed for the experimental investigation of the basic geometric parameters of position, movement and deformation of a turbofan engine blades of a passenger aircraft during engine operation in ground tests. The measurement technique based on the principle of image convergence, in which a priori information is formulated in the form of a parametric hypothesis of motion.

1 Введение

Целью работы было определение основных геометрических параметров движения и деформации всех рабочих лопаток вентилятора (РЛВ) турбовентиляторного двигателя в «горячем» состоянии при работе двигателя в наземных условиях в составе воздушного судна. Движение РЛВ характеризуется большим числом степеней свободы, включающем в общем случае шесть степеней свободы движения объекта (двигателя) как целого, включая вращение ротора, в неподвижной системе координат, и степени свободы смещений и деформации лопатки в локальной, вращающейся с ротором системе координат.

Измерения проводились бесконтактным оптическим методом видеограмметрии (ВГМ). Неоспоримым преимуществом видеограмметрии является возможность измерений без механического воздействия на объект исследования, в том числе на двигателях самолетов, находящихся в эксплуатации.

Метод ВГМ заключается в численном восстановлении геометрических параметров контрастных маркерных точек, которые наносятся на поверхность объектов испытания, посредством измерения положения образов этих маркеров на зарегистрированных с помощью цифровой камеры изображениях.

В ЦАГИ метод ВГМ широко используется в аэродинамических трубах и на стендах для измерений распределенных геометрических параметров движения и деформации, вращающихся модельных и натурных элементов конструкции - воздушных винтов самолета, рулевых и несущих винтов вертолета [1,2].

2 Метод видеограмметрии

Перед испытаниями на исследуемую поверхность объекта наносят сетку контрастных маркеров, центры которых задают множество точек измерения. В ходе испытаний в заданные моменты времени регистрируют цифровые изображения поверхности с маркерами. При обработке сначала находят двухмерные координаты центров образов маркеров на плоских цифровых изображениях, а затем, используя функциональную зависимость ВГМ (рабочую характеристику), вычисляют мгновенные текущие координаты всех маркеров в пространстве. Последующий анализ изменений этих координат позволяет рассчитать искомые параметры движения и деформации.

Параметры деформации определяются как приращения соответствующих величин лопаток в деформированном состоянии по отношению к величинам в недеформированном состоянии. Поскольку лопатки в «холодном» состоянии имеют люфты в креплении, их положения в статике не могут служить основой для отсчета деформации. Поэтому в качества базового опорного состояния было выбрано состояние лопаток при вращении вентилятора на малых оборотах в предположении, что на этом режиме

люфты уже выбраны, а деформации лопаток пренебрежимо малы.

Задача измерения интервала азимутального угла Δψ между соседними лопатками потребовала, чтобы в поле зрения камеры одномоментно попадали по меньшей мере три лопатки при всех положениях ротора. Анализ геометрии оптических схем измерения в варианте стереограмметрии показал, что расположить две цифровые камеры под заданным углом конвергенции (около 30º) так, чтобы исследуемые поверхности всех трех лопаток одинаково наблюдались двумя камерами, не представлялось возможным. Поэтому для измерительной ВГМ-системы был выбран вариант монограмметрии с использованием одной цифровой камеры. Априорная информация, необходимая для реализации метода монограмметрии, была сформирована на предположении о неизменности длины лопатки вдоль радиуса при изменении скорости вращения от малых оборотов до номинальных.

Основой метода видеограмметрии являются обращенные уравнения центральной проекции трехмерных координат *{x,y,z}* точки в пространстве в двухмерные координаты *{u,v}* образа этой точки на цифровом изображении [1,4]. Кроме того, в функциональную зависимость ВГМ введены уравнения, компенсирующие геометрические искажения, вносимые реальным объективом [5].

Численные значения параметров рабочей характеристики ВГМ находят процедурой калибровки измерительной системы.

Первый этап калибровки ВГМ-системы, калибровка камеры, производится в лабораторных условиях с помощью аттестованных средств измерения.

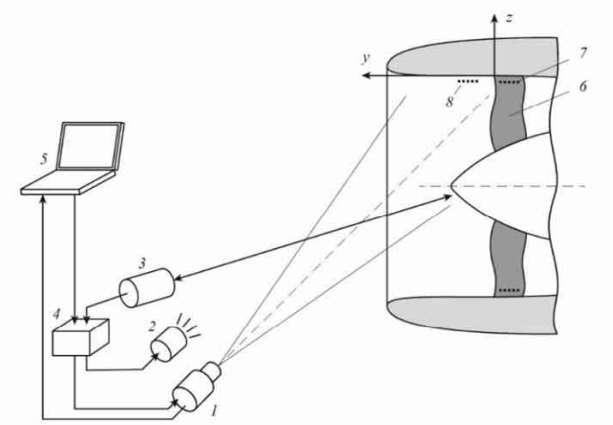
Второй этап калибровки, привязка измерительной системы координат к объекту измерения, выполняется непосредственно на экспериментальной установке при полностью настроенной измерительном системе.

В этой работе была применена методика автокалибровки, в которой тест-объектом выступала сама исследуемая лопатка с заранее известными координатами маркеров, которая вращалась с малой скоростью при запуске двигателя.

3 Измерительная система

Схема измерительной системы показана на рис.1. Основным элементом измерительной видеограмметрической системы в варианте монограмметрии является цифровая камера. В работе использовалась скоростная цифровая камера с матрицей, имеющей разрешение 1920×1080 пикселей с размером пикселя 10 мкм. Предельное временное разрешение камеры 1 мкс обеспечивало регистрацию изображений быстро вращающихся лопаток без размывания. Камера имела частоту регистрации 1000 полноразмерных кадров в секунду. Однако для согласования с частотой вращения ротора требовалось увеличить частоту регистрации до 1200 к/с, что было сделано за счет уменьшения высоты регистрируемого изображения до 928 пикселей.

Для обеспечения необходимого поля зрения около 0,75 м при дистанции около 6,5 м, камера была оснащена приемным объективом с фокусным расстоянием *F*=85 мм.



1 – цифровая камера, 2 – светодиодный осветитель, 3 и 4 – лазерный сенсор и электронный блок системы синхронизации, 5 – система управления и сбора изображений, 6 исследуемая лопатка, 7 – сетка маркеров, 8 – вспомогательные маркеры

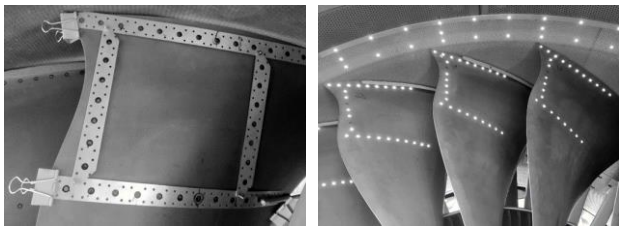
Рис.1. Структурная схема измерительной системы ВГМ

На каждой лопатке была нанесена сетка рабочих маркеров, включающая два ряда маркеров в двух сечениях, перпендикулярных продольной оси лопатки на расстояниях 25 мм от конца и 219 мм между сечениями. В первом сечении в обработке были задействованы 7 маркеров, а во втором 9 маркеров. Интервал между маркерами в сечениях составлял около 28 мм. Дополнительно на обечайке в области измерений нанесена группа неподвижных вспомогательных маркеров, которые использовались при настройке и визуальном контроле процесса обработки.

Дополнительно на каждой лопатке вдоль ее продольной оси был нанесен дополнительный ряд, содержащий 7 маркеров–меток, и выполняющий роль двоичного регистра с номером лопатки. Два крайних маркера служили ограничители, а пять меток между ними содержали двоичный номер лопатки (наличие метки обозначало 0, а отсутствие – 1). Один маркер был нанесен в центре вращения на коке и при обработке изображений был общим для всех лопаток.

Размеры маркеров выбирались такими, чтобы на изображениях они образовывали профиль освещенности диаметром около 10 пикселей. При данной геометрии оптической системы расчетный диаметр маркера оказался равным 6 мм.

Для обеспечения контрастности и хорошей различимости маркеров на цифровых изображениях они были изготовлены из световозвращающей пленки. Помимо контрастности маркерам предъявлялось дополнительное требование – сетки маркеров на всех лопатках должны были быть максимально геометрически подобными. Это обеспечивалось при разметке использованием единого трафарета с отверстиями, который позиционировался на каждой лопатке с помощью специальных упоров (рис.2а). Через отверстия на поверхность вручную наносились метки-кружки, на которые затем наклеивались круглые маркеры. Результат нанесения маркеров показан на рис. 2б.



а б

Рис.2. Нанесение маркеров: а) разметка по трафарету; б) вид трех лопаток в поле зрения камеры;

Освещение маркеров осуществлялось непрерывным светодиодным осветителем, который состоял из 7 светодиодных ламп мощностью 5 Вт каждая с углом излучения 35 градусов, расположенных по кругу вокруг приемного объектива камеры как можно ближе к его оптической оси. Такой осветитель обеспечил регистрацию маркеров при длительности экспозиции около 10 мкс.

Бесконтактная система синхронизации также использовала световозвращающую технологию. Для этого на коке в радиальном направлении была наклеена полоска световозвращающей пленки шириной 10 и длиной 100 мм. На эту зону кока был направлен луч лазерного сенсора. При вращении ротора в момент пересечения луча световозвращающей полоской возвращенный свет, вырабатывал электрический импульс синхронизации в одном и том же азимутальном положении.

Система управления и сбора изображений была выполнена на базе мобильного компьютера – ноутбука.

4 Особенности обработки результатов измерений

Задачами обработки измерений являлось, во-первых, отделение малых перемещений точек поверхности лопатки вследствие собственных смещений и деформации от много больших перемещений двигателя и самолета как целого, и, во-вторых, выявление обобщённых параметров деформации изгиба и кручения лопаток и попарного интервала угла азимута соседних лопаток.

Эти задачи решались предложенным и разработанным в ЦАГИ методом конвергенции изображений [4]. Для этого предварительно на основе заранее известных закономерностей движения и деформации составляется параметрическая гипотеза изучаемого процесса, формально включающая две группы составляющих (всего до 12 параметров):

− шесть параметров перемещения объекта в пространстве движение ротора в пространстве как целого в типовой гипотезе описывается в терминах преобразования местной системы координат в общей неподвижной СК;

− еще до шести параметров, характеризующих собственное движение и деформацию изгиба и кручения лопаток в местной системе координат, жестко связанной с вращающимся ротором.

Метод конвергенции изображений в варианте монограмметрии состоит в том, что в цикле численно варьируют параметры гипотезы, для каждой текущей вариации параметров вычисляют, согласно системы взаимосвязанных уравнений, текущие трехмерные координаты математической модели объекта в пространстве, по формулам рабочей характеристики ВГМ системы прогнозируют соответствующие значения $\{u,v\}$ двухмерных координат синтезированного изображения и сопоставляют их методом многомерной минимизации со значениями $\{u',v'\}$ двухмерных координат, измеренных на зарегистрированном изображении, вырабатывая подходящий критерий рассогласования, и за искомые обобщенные геометрические параметры движения и деформации принимают комбинацию параметров гипотезы, при которой наблюдается минимум критерия рассогласования, при этом соответствующие текущие спрогнозированные, согласно гипотезе, трехмерные координаты $\{x,y,z\}$ принимают за искомые координаты точек объекта в пространстве.

Особенностью данного эксперимента являлось то, что измерения выполнялись на очень ограниченном секторе вращения, на котором движение лопатки по углу азимута ψ совпадает с поворотом всего двигателя как целого па угол β вокруг оси вращения Oy, а также то, что движения точек поверхности при вращательном движении и при поступательном движении по оси Ox оказались трудноразличимыми. Поэтому в процедуре многомерной минимизации угол ψ принимался равным углу β, а собственные движения лопаток по оси Ox были исключены вовсе.

Определяемые параметры ΔX, ΔY, α, ψ, γ движения ротора как целого играют вспомогательную роль. Основными зачетными величинами стали:

− деформация изгиба, которая определяется как смещение $\Delta y = \Delta y2$ вследствие упругого изгиба концевого сечения лопатки в направлении нормали к базовой плоскости вращения, определенной на малых оборотах;

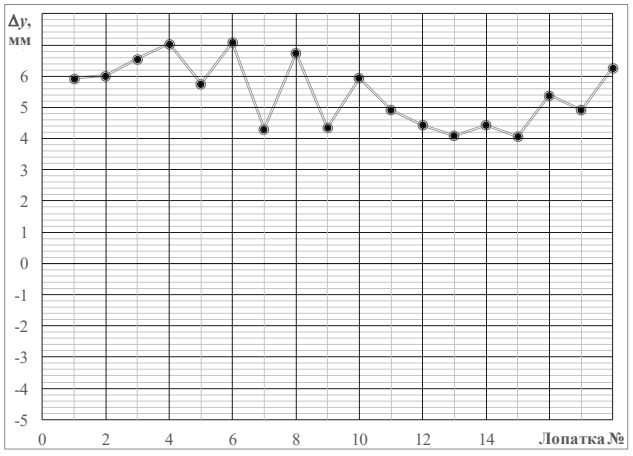
− деформация кручения, определяемая как изменение $\Delta\varphi = \Delta\varphi_2$ угла установки концевого сечения лопатки относительно положения при вращении на малых оборотах;

− интервал угла азимута между соседними лопатками, как разность $\Delta\psi = \psi_i - \psi_{i-1}$ ($i = 2,\ldots21$) одномоментных значений угла азимута для двух лопаток, зарегистрированных на одном изображении.

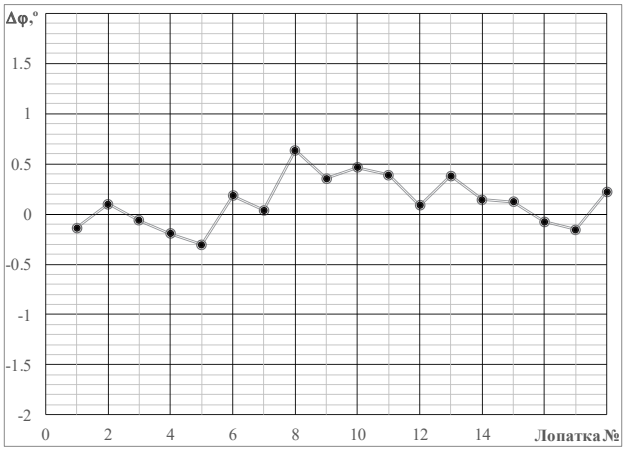
5 Некоторые результаты измерений

Измерения показали, что от режима малого газа до режима взлета смещения двигателя как целого составили 100 и 60 мм по осям *OX* и *OZ*. После уменьшения тяги до режима малого газа эти смещения полностью не убираются, что ожидаемо. Интересно, что и осредненные по всем лопаткам деформации изгиба и кручения лопаток после снятия нагрузки также полностью не восстанавливаются. Это указывает на то, что на изменение угла заметное влияние оказывает изменение иного внешнего фактора, например, температуры вентилятора.

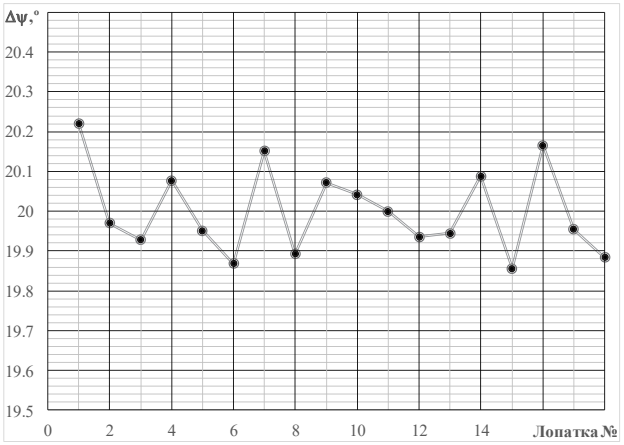
На рис. 3 приведены распределения по номеру лопаток деформации изгиба Δy (а) и кручения $\Delta\varphi$ (б) лопаток, а также интервала угла азимута $\Delta\psi$ между текущей и следующей лопатками (в), полученные на максимально нагруженном режиме взлета. Средняя величина отклонения концевого сечения вследствие деформации изгиба составляет около 6 мм, а угловое отклонение находится вблизи нуля.



а



б



в

Рис.3. Деформации изгиба Δy (а) и кручения $\Delta\varphi$ (б) лопаток, а также интервал угла азимута $\Delta\psi$ между текущей и следующей лопатками (в), полученные на максимально нагруженном режиме взлета

Величина $\Delta\psi$ попарного азимутального интервала, полученная как разность результатов измерения угла азимута по изображениям двух лопаток на каждом одном кадре, варьируется от 19.85 до 20.2° вблизи конструктивной величины 20°. Значения азимутального интервала распределены по номеру первой по очереди в движении лопатки каждой пары.

Результаты показали заметное снижение разброса по номеру лопаток измеренных параметров деформации при возрастании нагруженности вентилятора.

Среднеквадратичные отклонения измерений, в частности линейного отклонения Δy конца лопатки, которые можно рассматривать как погрешность измерения и как колебание лопаток, удовлетворительно согласуются с расчетной погрешностью таких измерений ±0,16 мм. При этом погрешность измерения угловой деформации не превышает ±0,04°.

6 Заключение

Результаты работы демонстрируют эффективность применения метода видеограмметрии для исследования и неразрушающего контроля поведения рабочих лопаток вентилятора турбовентиляторного двигателя во время его работы.

ВГМ метод может применяться для проверки выпускаемых серийных двигателей и, возможно, для их настройки с целью минимизации шума.

Работа была инициализирована отделением акустики ЦАГИ и поддержана ПАО «Яковлев».

Список использованных источников

[1] В.П. Кулеш Методы видеограмметрии в экспериментальной аэродинамике. / М.: Наука, 2024, 395 с.

[2] С.И. Иншаков, В.П. Кулеш, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко. Видеограмметрический метод бесконтактных измерений мгновенной деформации лопастей вращающихся воздушных винтов. // Ученые записки ЦАГИ, 2013, т. XLIV, №4, сс.72–79.

[3] Olson, L.E.; Abrego, A.I.; Barrows, D.A.; Burner, A.W. Blade deflection measurements of a full-scale UH-60A rotor system. // In Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialist Conference, San Francisco, CA, USA, January 2010, pp.20–22.

[4] В.П. Кулеш. Особенности применения видеограмметрии в экспериментальной аэродинамике. // Измерительная техника, 2018, №11, с. 40–45.

[5] Brown, Duane C. Decentering distortion of lenses (PDF). Photogrammetric Engineering. 32 (3), (May 1966), pp. 444–462.

СНИЖЕНИЕ ШУМА ВЕНТИЛЯТОРА ТРДД ПУТЕМ ПРИМЕНЕНИЯ РЕДУКТОРНОГО ПРИВОДА

В.И. Милешин[1], Я.С. Почкин[1], Ю.Д. Халецкий[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Выполнено исследование акустических характеристик двух моделей вентиляторов ТРДД с прямым и редукторным приводом одинакового диаметра, равного 700 мм, но отличающихся величиной расчетной окружной скорости. Лопатки рабочего колеса модели вентилятора с редукторным приводом были выполнены из композиционного материала, а лопатки рабочего колеса модели вентилятора с прямым приводом – из титана. Рабочие лопатки двух моделей вентиляторов имеют подобную форму передней кромки по высоте лопатки от втулки до периферии, которая относится к типу лопатки с переменной стреловидностью, причем участок с обратной стреловидностью располагается вблизи середины и периферии лопатки. Обе модели показали похожие аэродинамические характеристики на режимах, соответствующих «Взлету» и «Посадки». Вентилятор ТРДД с редукторным приводом оказался менее шумным, чем с прямым приводом. Приведены спектры шума моделей вентилятора и диаграммы направленности.

FAN NOISE REDUCTION OF THE TURBOFAN ENGINE BY USING A GEARED DRIVE

V.I. Mileshin[1], Ia.S. Pochkin[1], Iu.D. Khaletskii[1,2]
[1] CIAM, Moscow, Russia

This work presents study of acoustic characteristics of two fan models for direct-driven and geared turbofan engines (GTE) with the same 700-mm diameter but different design tip speeds. Rotor blades of the GTE fan model are made of composite material, while rotor blades of the direct-driven fan model are made of titanium. Rotor blades of two fan models have a similar shape of the leading edge along the blade height from the hub to the tip which refers to the variable-sweep blade category, where its sweepforward sections are located close to the blade middle and tip. Both models show similar aerodynamic characteristics in operating modes corresponding to “Take-off” and “Approach”. The fan for a geared turbofan engine generates lower noise than the direct-driven. The fan models noise spectra and noise directivity are also shown.

1 Введение

В качестве одного из путей повышения экономичности авиационных двигателей и улучшения их акустических характеристик рассматривается увеличение их степени двухконтурности, хотя оптимальная величина зависит от множества различных параметров. Например, увеличение степени двухконтурности влечет за собой понижение величины степени повышения полного давления вентилятора. Уменьшение окружной скорости вращения вентилятора считается одним из способов снижения уровня шума в источнике и повышения экономичности, что упрощает также изготовление рабочих лопаток из полимерных композиционных материалов (ПКМ) для снижения веса. Пониженная окружная скорость вентилятора позволяет существенно увеличить ресурс рабочих лопаток из ПКМ. Некоторыми преимуществами с точки зрения обеспечения работоспособности лопаток из ПКМ при низкой скорости вращения ротора обладают вентиляторы с приводом через редуктор [1, 2].

С другой стороны, широко используются схемы ТРДД с «прямым приводом вентилятора» и существенно большим значением окружной скорости $U_B \approx 380$-400 м/сек. В качестве примера можно привести самолет фирмы Airbus A-320 NEO с двигателями прямого привода LEAP-1A концерна CFMI и редукторным ТРДД PW-1100G компании P&W. Другой характерный пример относится к России, где сейчас проходит сертификацию самолет МС-21 корпорации ИРКУТ с двигателями прямого привода ПД-14 разработки «ОДК-Авиадвигатель», первые модификации которого оснащались редукторным ТРДД PW-1400G.

Важной проблемой сферы современного производства авиационных двигателей является

проблема снижения шума. Она возникает из-за постоянного ужесточения регуляторами норм по шуму самолета на местности. В таких условиях, чтобы остаться на переднем крае индустрии, необходимо тщательно исследовать механизмы генерации шума в двигателях и разрабатывать методы подавления или ослабления этих механизмов. В настоящей работе выполнено сравнение шума в источнике вентиляторов ТРДД редукторного типа с шумом вентиляторов ТРДД прямого привода. В качестве объекта исследования выбраны две модели вентиляторов с гладкой проточной частью без системы шумоглушения.

2 Сравнение акустических характеристик моделей вентиляторов

Шум двигателя можно разделить на тональную и широкополосную составляющие. Относительный вклад этих составляющих зависит от режима работы двигателя, однако, обычно, ни одной из них нельзя пренебречь. Известно, что именно вентилятор дает наибольший вклад в тональную составляющую шума двигателя большой степени двухконтурности.

Экспериментальное исследование двух моделей вентиляторов выполнено на стенде ЦИАМ с заглушенной камерой. Стенд разработан для измерения акустических и аэродинамических характеристик одноступенчатых и биротативных закапотированных вентиляторов [3] в статических условиях. На данной установке можно одновременно измерять как шум, излучаемый из воздухозаборника двигателя, так и шум, излучаемый из сопла.

Для вентилятора ТРДД с прямым приводом выбрана модель диаметром 700 мм с широкохордными лопатками (рисунок 1). Описание модели можно найти в [4] и приведенных там ссылках. Степень двухконтурности составляет m = 8,5. Модель имеет 18 лопаток ротора (РК) и 41 лопатку спрямляющего аппарата (СА) в наружном контуре. Также модель включает в себя трехступенчатый подпорный компрессор.

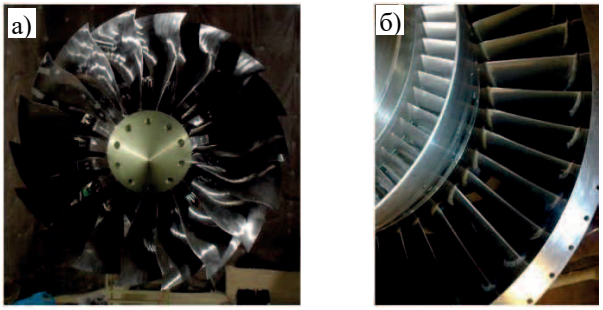


Рис. 2. Фотографии а) ротора и б) статора

Для вентилятора ТРДД с редукторным приводом рассматривается модель демонстратора вентилятора с рабочими лопатками (РЛ) из полимерного композиционного материала (ПКМ) и стальным диском, окружная скорость которого ниже модели вентилятора с прямым приводом на 50 м/с. Степень двухконтурности m = 13,5, а удельная производительность достигает величины $G_{пр}/F$ = 202 кг/с/м^2. Данная экспериментальная модель вентилятора (ЭМВ) для редукторного ТРДД представляет уменьшенную копию вентилятора перспективного ТРДД. Периферийный диаметр РЛ ЭМВ равен $D_В$ = 0,7 м. РК содержит 18 лопаток, СА наружного контура – 47 лопаток. РК исследуемого вентилятора с лопатками из ПКМ показано на рисунке 2.

Рис. 2. Рабочее колесо модели вентилятора с лопатками из ПКМ

Сравнение акустических характеристик моделей вентилятора выполнено для трех режимов работы: «Взлет», «Набор высоты» и «Посадка», важных с точки зрения сертификации самолета по шуму. При этом, выполняется условие равенства суммарных расходов воздуха.

На рисунке 3 показаны диаграммы направленности тонального шума на частоте следования лопаток вентилятора BPF. показывают, что на режиме «Посадка» уровни шума модели вентилятора с редукторным приводом “МВ «Р»” на 2-3 дБ ниже, чем у модели вентилятора с прямым приводом “МВ «П»” в передней полусфере и на 5 дБ ниже в задней полусфере (Рисунок 3а). На режиме «Набора высоты» уровни шума BPF “ МВ «Р»” ниже, чем у вентилятора “ МВ «П»” в передней полусфере и на 5-6 дБ ниже, тогда как в задней полусфере наблюдается равенство уровней (Рисунок 3б). На режиме «Взлета» уровни шума BPF “ МВ «Р»” ниже, чем у вентилятора “ МВ «П»”в диапазоне углов 10°-130° (Рисунок 3в).

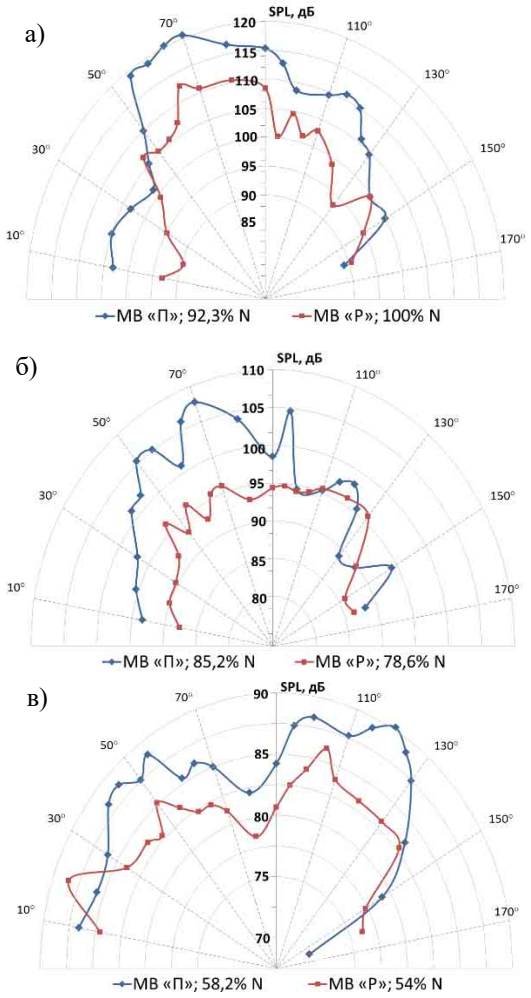


Рис. 3. Диаграммы направленности тонального шума на частоте следования на режимах: а) «Посадки», б) «Набора высоты», в) «Взлета»

На рисунке 4 приведены гистограммы уровней звуковой мощности вентиляторов “МВ «П»” и “ МВ «Р»” на режимах «Посадка», «Набор высоты», «Взлет». Суммарная разница уровней звуковой мощности вентиляторов “МВ «П»” и “МВ «Р»” составляет 8,0 дБ.

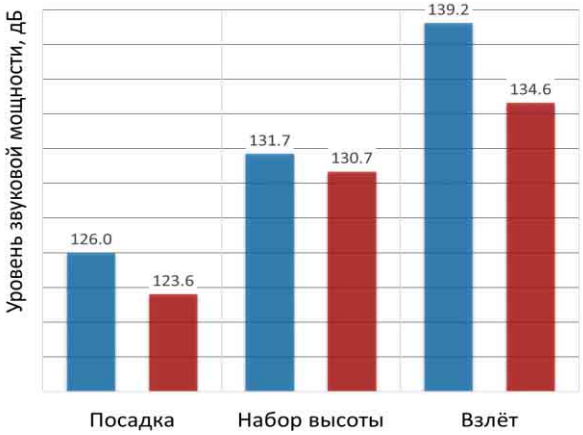


Рис.4. Сравнение уровней звуковой мощности вентиляторов ТРДД с прямым приводом (синяя линия) и с редукторным приводом (красная линия n=100% N) на режимах «Посадка», «Набор высоты», «Взлет»

3 Заключение

Выполнено исследование акустических характеристик двух моделей вентиляторов ТРДД с прямым и редукторным приводом одинакового диаметра, равного 700 мм, но отличающихся величиной расчетной окружной скорости. Лопатки рабочего колеса модели вентилятора с редукторным приводом выполнены из композиционного материала, а лопатки рабочего колеса модели вентилятора с прямым приводом – из титана. Рабочие лопатки двух моделей вентиляторов имеют подобную форму передней кромки по высоте лопатки от втулки до периферии, которая относится к типу лопатки с переменной стреловидностью. Получено, что сумме на трех режимах «Посадка», «Набор высоты», «Взлет» уровень звуковой мощности вентилятора ТРДД с редукторным приводом без учета шума самого редуктора оказался на 8 дБ менее шумным, чем с прямым приводом.

Список использованных источников

[1] V. Babkin. Challenges of Advanced Propulsion Systems Development for Air Transport Flying by 2035-2050 // *Proceedings of the 29th Congresses of the ICAS*, St. Petersburg, Russia ICAS-2014-0.2, 2014.

[2] A.I. Lanshin, A.A. Mirzoyan, A.S. Polev. Development of Technology Advance for Future Propulsion Systems of Haul Aircraft of Development Gas-turbine Engines for Subsonic Civil Aircraft // *Proceedings of the 30th Congresses of the ICAS*, Daegeon, South Korea, ICAS-2016-0542, 2016.

[3] Mileshin V., Khaletskiy Y., Shipov R. New acoustic facility for testing universal propulsion simulators // *Proceedings of the 13th International Congress on Sound and Vibration*, Wien, Paper # 142, 2006.

[4] Rossikhin A.A., Pankov S.V., Khaletskiy Y., Mileshin V. Computational study on acoustic features of fan model with leaned stators // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014*, Düsseldorf, Germany, GT2014-26350, June 16-20, 2014.

О НЕКОТОРЫХ ФАКТОРАХ, ВЛИЯЮЩИХ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАБОТЫ ЗПК В КАНАЛАХ ДВИГАТЕЛЯ

В.Ф. Копьев[1], Н.Н.Остриков[1], В.В. Башкатов[1]
[1] ФАУ «ЦАГИ», Москва

В настоящей работе на основе результатов численного моделирования проведен анализ факторов, которые оказывают сильное влияние на эффективность работы ЗПК, устанавливаемых в каналах современных авиадвигателей. При этом особое внимание уделено эффектам, которые приводят к снижению эффективности работы ЗПК.

ABOUT SOME FACTORS AFFECTING THE LINERS EFFICIENCY IN THE ENGINE DUCTS

V.F. Kopiev[1], N.N. Ostrikov[1], V.V. Bashkatov[1]
[1] TSAGI, Moscow, Russia

In this paper, based on the results of numerical modeling, an analysis of the factors that have a strong impact on the efficiency of liners installed in the ducts of modern aircraft engines is carried out. At the same time, special attention is paid to the effects that lead to a decrease in the liners efficiency.

1 Введение

Эффективным способом снижения шума вентилятора авиадвигателя является облицовка его каналов звукопоглощающими конструкциями (ЗПК), параметры которых подбираются таким образом, чтобы обеспечить максимальное снижение шума на местности на различных режимах работы двигателя в течение взлетно-посадочного цикла полета самолета. По мере ужесточения норм ИКАО по шуму магистральных самолетов на местности возникает необходимость повышения эффективности работы ЗПК в каналах двигателей. При этом необходимо понимать, что ИКАО ужесточает акустические стандарты тогда, когда появляются новые технологии, позволяющие осуществлять дополнительное к уже достигнутому снижение шума самолета на местности.

В настоящей работе проведен анализ эффектов, оказывающих заметное влияние на эффективность работы ЗПК в каналах двигателя, причем наибольшее внимание уделено эффектам, действие которых снижает эффективность работы ЗПК.

2 Особенности работы ЗПК в каналах двигателя

Звук распространяется по каналам двигателя в виде суперпозиции, так называемых, вращающихся звуковых мод. Если стенки канала облицованы ЗПК, характеризующимися некоторым комплексным значением импеданса, то на каждой частоте каждая распространяющаяся звуковая мода приобретает индивидуальное затухание. Суммарное затухание звукового поля в канале двигателя определяется модальным составом звукового поля, т.е. распределением амплитуд между различными звуковыми модами, генерируемыми вентилятором. Таким образом, задача настройки ЗПК (выбор значения импеданса на каждой частоте) состоит в обеспечении сильного затухания наиболее «вредных» звуковых мод в модальном составе звукового поля, генерируемого вентилятором авиадвигателя. Такое значение импеданса ЗПК называется оптимальным импедансом.

В предшествующие периоды времени оптимальный импеданс ЗПК для каналов авиадвигателя определялся из аналитического решения модельных задач о распространении звука в облицованных каналах с потоком на основе минимизации звуковой энергии, достигающей среза канала без учета эффекта отражения звука обратно в канал [1]. При этом наиболее «вредными» звуковыми модами являлись моды, сгенерированные вентилятором с наибольшей звуковой энергией, которые в силу особенностей процесса генерации звука в каналах оказываются на каждой частоте вблизи условия отсечки [1]. Исследования, выполненные за последнее пятилетие, показали важность эффекта отражения звуковых мод от открытого конца канала [2,3]. Оказалось, что для звуковых мод, находящихся вблизи условия отсечки и приобретающих при генерации большую амплитуду, имеет место сильный эффект отражения от открытого конца обратно внутрь канала, в результате которого такие моды значимо теряют свою амплитуду в дальнем звуковом поле. Тем самым, настраивать

параметры ЗПК на обеспечение сильного затухания только этих звуковых мод не требуется – они и так плохо излучаются из канала. Напротив, звуковая мода, амплитуда которой доминирует в дальнем поле может быть более чем на 10 дБ меньше амплитуды звуковой моды, доминирующей в канале.

Таким образом, настройка ЗПК на достижение наибольшего снижения шума в дальнем поле требует подробного знания модального состава звукового поля, генерируемого в каналах вентилятором двигателя.

3 Факторы, влияющие на оптимальные значения импеданса ЗПК

В целом, исследования показывают, что на оптимальные значения импеданса ЗПК в каналах двигателя оказывают влияние следующие факторы, которые в предшествующие периоды времени не учитывались:

- реальный модальный состав звукового поля, генерируемый вентилятором двигателя в каналах двигателя при отсутствии ЗПК [3,4,13],
- реальная неоднородная геометрия каналов, например, наличие кока в воздухозаборнике (ВЗ) [5,6],
- неоднородность характеристик потока в каналах двигателя, особенно, вблизи губы ВЗ [7,8],
- отражение звука от открытого конца канала обратно в канал, что значимо снижает интенсивность звука в дальнем поле [3,4,9,10],
- наличие стыков ЗПК с жесткими стенками каналов, что приводит к порождению новых звуковых мод [11],
- зависимость импеданса сотовых ЗПК от уровня звукового давления, в результате чего процесс распространения звука по каналу описывается нелинейными граничными условиями [12].
- экранирование шума двигателя элементами планера, если это реализовано в компоновке самолета.

Представим краткое описание причин влияния некоторых из указанных факторов.

Неоднородность характеристик потока вблизи среза ВЗ обуславливает различное действие эффекта рефракции звука в различных зонах потока, что оказывает существенное влияние на диаграмму направленности в дальнем поле. Заметим, что в статических испытаниях двигателей в отличии от полетных условий отсутствует натекающий поток и используется лемнискатный ВЗ как для обеспечения максимальной однородности потока, натекающего на вентилятор, так и для исключения возможности появления сверхзвуковой зоны в окрестности губы ВЗ на повышенных режимах работы двигателя. При этом картина течения в окрестности среза ВЗ в полетных условиях кардинально отличается от картины течения для статических условий: в полетных условиях на губе ВЗ имеется точка присоединения потока, отсутствующая в статических условиях. Отличия в характеристиках неоднородности потока в окрестности среза ВЗ в летных и статических условиях обуславливает различия в диаграммах направленности излучения одних и тех же звуковых мод. Численное моделирование процесса излучения одной и той же звуковой моды из каналов лемнискатного (статические условия) и самолетного (условия полета) ВЗ согласно методу конечных элементов (МКЭ), причем звуковая мода имеет одну и ту же амплитуду в сечении вентилятора, а в канале ВЗ отсутствуют ЗПК, показывает, что в дальнем поле различаются не только формы диаграмм направленности в этих двух случаях, но, что особенно важно, в полетных условиях амплитуда в максимуме диаграммы направленности регулярно выше более чем на 2-3 дБ амплитуды этой же звуковой моды в статических условиях. При наличии ЗПК в канале ВЗ указанные различия качественно сохраняются, и поэтому оптимальные значения импеданса ЗПК должны определяться для условий полета. Кроме этого, указанное различие является одной из возможных причин расхождения оценок шума на местности, которые делаются для полетных условий на основе использования результатов статических испытаний двигателя.

Неоднородности геометрии канала ВЗ в окрестности кока и канала наружного контура (КНК) двигателя в целом могут приводить к ситуациям, при которых установка ЗПК на стенках каналов увеличивает шум, излучаемый на некоторых частотах под некоторыми углами наблюдения.

Действительно, численное моделирование процесса распространения звуковых мод в каналах при отсутствии ЗПК показывает, что некоторые звуковые моды по мере распространения по неоднородным участкам геометрии и потока встречают в некотором сечении условие отсечки, в результате чего далее их амплитуда экспоненциально затухает и они не излучаются из канала. Если теперь в канале установлены ЗПК, импеданс которых не обеспечивает сильного затухания таких звуковых мод, то оказывается, что эти звуковые моды могут проходить через неоднородный участок без значимой потери амплитуды и в итоге они излучаются в дальнее поле.

Наличие стыков между ЗПК и жесткостенными участками стенок сильно изменяет структуру звукового поля в каналах двигателей. При прохождении каждой звуковой моды через поперечное сечение канала на стыке наблюдается два эффекта: отражение и прохождение звука в виде рождающихся новых звуковых мод с другими

радиальными числами (азимутальные числа сохраняются). При этом на последнем стыке ЗПК в ВЗ или КНК может наблюдаться следующий эффект. Звуковая мода, характеризующаяся относительно большим радиальным числом и имеющая максимум диаграммы направленности при отсутствии ЗПК в диапазоне углов наблюдения от 50 до 70 градусов (случай ВЗ) или от 80 до 100 градусов (случай КНК), подвержена относительно сильному эффекту отражения от среза канала обратно в канал и, тем самым, сильно теряют амплитуду в дальнем поле. При установке ЗПК в канал её последний стык оказывается относительно близко к срезу канала (это фактически губа в случае ВЗ), и на некоторых частотах при распространении этой звуковой моды на этом стыке рождаются новые интенсивные звуковые моды с меньшими радиальными числами, которые плохо отражаются от среза канала, т.е. относительно мало теряют амплитуду в дальнем поле, и излучаются в диапазоне углов наблюдения от 10 до 40 градусов (случай ВЗ) или от 110 до 130 градусов (случай КНК). Если импеданс установленных ЗПК не обеспечивает сильное затухание исходной звуковой моды, то расчеты показывают, что благодаря рождению на стыке новых звуковых мод имеет место усиление излучения на 2 - 3 дБ в дальнем поле под указанными углами наблюдения по отношению к случаю отсутствия ЗПК.

Одни и те же ЗПК, установленные на стенках каналов ВЗ и КНК, демонстрируют различную эффективность снижения шума вентилятора в дальнем поле. При этом оптимальные значения импеданса ЗПК для канала ВЗ имеют относительно большое значение реальной части, а для КНК – напротив, относительно малое значение. Данная особенность возникает из-за различий осевых и радиальных волновых числах звуковых мод при их распространении по и против потока при одинаковых значениях импеданса стенок канала, а также из-за различия характеристик потока вблизи среза ВЗ и КНК. Расчеты показывают, что максимумы диаграмм направленности всех звуковых мод, излучаемых из ВЗ, находятся в диапазоне углов наблюдения от 5 до 70 градусов, а под углами наблюдения более 70 градусов излучаются «хвосты» этих диаграмм направленности. Напротив, максимумы диаграмм направленности всех звуковых мод, излучаемых из КНК, находятся в диапазоне углов наблюдения от 50 до 130 градусов, а под большими углами наблюдения излучаются «хвосты» этих диаграмм направленности. Анализ результатов расчетов показывает, что эффект излучения звука из КНК в переднюю полусферу имеет место для специфических звуковых мод, находящихся в относительной близости от условия отсечки и у которых групповая скорость направлена в сторону среза канала, а фазовая скорость направлена в противоположную сторону. Таким образом, в диапазоне углов наблюдения от 50 до 90 градусов шум вентилятора одновременно излучается как из ВЗ, так и из КНК. Поэтому экспериментальное исследование порознь эффективности ЗПК в ВЗ и в КНК на открытых стендах требует установки экрана, попеременно изолирующего шум, излучаемый или из ВЗ, или из КНК.

Далее, если в компоновке самолета реализован эффект экранирования элементами планера шума вентилятора, излучаемого, например, из ВЗ двигателя, то ЗПК, установленные в ВЗ, должны быть настроены на максимальное затухание других звуковых мод нежели в случае установки этого же двигателя на самолет, в котором эффект экранирования шума не реализован. Действительно, если эффект экранирования шума не реализован, то наибольший вклад в дальнее поле обеспечивают звуковые моды, у которых максимумы диаграмм направленности в дальнем поле находятся в диапазоне углов наблюдения от 50 до 70 градусов. Однако, если эффект экранирования шума реализован, то указанные звуковые моды отлично экранируются планером самолета, а наиболее «вредными» звуковыми модами становятся те, которые имеют максимум диаграммы направленности под углами наблюдения от 10 до 50 градусов, т.е. целевая функция настройки ЗПК изменяется.

И наконец, необходимо обратить внимание на эффект возможного наличия дополнительного источника шума двигателя, который может маскировать эффективную работу ЗПК при испытаниях двигателей на открытых стендах. Речь в данном случае идет о вибрационном шуме корпуса двигателя, возникающем на частотах следования лопаток вентилятора на режимах работы, когда лопатки вентилятора обтекаются сверхзвуковым потоком и образуются ударные волны с перепадом звукового давления, достигающего значения порядка 170 дБ. На этих режимах броневая часть корпуса вентилятора двигателя возбуждается изнутри этими огромными перепадами звукового давления, что приводит к интенсивным вибрациям корпуса, в то время как при испытаниях двигателей на открытых стендах капот не устанавливается, т.е. внешняя часть корпуса вентилятора открыта и может непосредственно излучать шум в дальнее поле. Оценки вибрационного шума, выполненные на основе решения модельной задачи, показывают, что в случае когда виброускорение внешней части корпуса имеет порядок 50*g, уровни вибрационного шума, излучаемого в дальнее поле под углами наблюдения от 15 до 165 градусов, могут быть сравнимыми с уровнями шума двигателя при наличии ЗПК. Это означает, что эффективность ЗПК может маскироваться вибрационным шумом. Поэтому для

детектирования данного эффекта в испытаниях двигателя на открытом стенде необходимо использовать экран, закрывающий корпус двигателя.

4 Заключение

На основе результатов численного моделирования процесса распространения звука в каналах авиадвигателей проведен анализ факторов, которые оказывают влияние на эффективность работы ЗПК, устанавливаемых на стенках каналов для снижения шума вентилятора. Показано, что существуют эффекты, которые могут снижать или маскировать эффективность работы ЗПК. Тем самым, разработка ЗПК для перспективных двигателей, устанавливаемых на самолеты, которые должны удовлетворить перспективным нормам ИКАО по шуму на местности, должна проводиться с учетом этих негативных эффектов. Один из важных выводов анализа состоит в том, что при акустических испытаниях двигателей на открытых стендах необходимо использовать экран с целью раздельного определения эффективностей работы ЗПК, устанавливаемых в ВЗ и в КНК, а также для выявления возможного вибрационного шума корпуса двигателя.

Список использованных источников

[1] Соболев А.Ф. Повышение эффективности снижения шума в канале с потоком при наличии звукопоглощающих облицовок // Акустический журнал. 1999. Том 45, №3. С. 404-413.

[2] В.Ф. Копьев, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец, Ипатов М.С., А.Е. Кругляева, С.Ю. Сидоров Излучение звука из открытого конца канала, моделирующего воздухозаборник авиадвигателя в статических условиях и в потоке // Акустический журнал. – 2019. – Т. 65, № 1. – С. 59-73

[3] N. N. Ostrikov, M. A. Yakovets, I. S. Ipatov, I. V. Pankratov Validation of a Method for Determining the Modal Composition of a Tonal Sound Field in a Cylindrical Duct Based on Synchronous Measurements in the Duct and the Far Field in Absence of Flow, Acoustical Physics, 2023, Vol. 69, No. 2, pp. 228–240

[4] В.Ф. Копьев, Н.Н. Остриков, А.А. Иноземцев, А.А. Алексенцев, А.А. Синер Модальный анализ звукового поля в каналах авиадвигателя как необходимое средство создания эффективных ЗПК, Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2022) в рамках Международного форума двигателестроения (МФД-2022), 26-28 октября 2022 года, Москва

[5] В.В. Башкатов, Н.Н. Остриков. «Анализ особенностей трансформации звуковых мод при их распространении в различных каналах переменного сечения с потоком на основе численного моделирования с помощью метода конечных элементов», Тезисы докладов XX научно-техническая конференция по аэроакустике (г. Суздаль, 24-29 сентября 2023 г), 2023, С. 99-101

[6] В.В. Башкатов, Н.Н. Остриков. «Исследование особенностей применимости адиабатического инварианта для расчета звуковых мод в плавно неоднородном канале с жесткими стенками», Труды 66-й всероссийской научной конференции МФТИ (Москва-Долгопрудный-Жуковский, 1 – 6 апреля 2024 г.). Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет).

[7] C.K.W. Tam, S.A. Parrish, E. Envia, E.W. Chien. Physics of Acoustic Radiation from Jet Engine Inlets. AIAA Paper 2012-2242

[8] В.В. Башкатов, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец «Исследование зависимости эффективности излучения звуковых мод из открытого конца канала воздухозаборника от формы среза канала и скорости потока» // Сборник докладов XXXIV сессии Российского акустического общества, 14-18 февраля 2022 года, Москва, 2022

[9] В.В. Башкатов, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец, «Верификация численного метода конечных элементов для задачи определения коэффициентов отражения звуковых мод от открытого конца канала воздухозаборника при отсутствии потока» // Сборник трудов VI-й Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Акустика среды обитания», МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021

[10] В.В. Башкатов, Н.Н. Остриков, М.А. Яковец «Исследование влияния неоднородности скорости потока вблизи среза канала воздухозаборника на коэффициенты отражения звуковых мод» // Сборник трудов VII-й Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Акустика среды обитания», МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022

[11] А.Ф. Соболев, М.А. Яковец, Применение метода Винера-Хопфа для описания распространения звука в цилиндрическом и прямоугольном каналах с потоком при наличии скачка импеданса // Акустический журнал. 2017. Т. 63. № 6. С. 583-595

[12] В.В. Башкатов, Н.Н Остриков. Исследование влияния нелинейного режима работы сотовых ЗПК при высоких уровнях звукового давления на распространение звуковых волн в цилиндрическом канале с потоком // Акуст. журн. 2024. Т. 70. № 1. С. 11–20.

[13] Н.Н. Остриков, М.А. Яковец «О влиянии модального состава звукового поля и критериев настройки параметров ЗПК, устанавливаемых в каналах двигателя, на снижение шума самолета на местности» // Сборник докладов XXXIV сессии Российского акустического общества, 14-18 февраля 2022 года, Москва, 2022

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИКИ И ТОНАЛЬНОГО ШУМА БИРОТАТИВНОГО ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА С ПОМОЩЬЮ КОДА "ГЕРБЕРА"

В.А. Титарев[1,2] Г.А. Фараносов[2]
[1]ФИЦ ИУ РАН, [2]ФАУ «ЦАГИ», Москва

В работе приведены примеры использования собственного параллельного расчетного кода “Гербера” для численного моделирования аэродинамики и тонального шума модельных конфигураций биротативных винтовинтеляторов (counter-rotating open rotor – CROR).

NUMERICAL SIMULATION OF AERODYNAMICS AND TONAL NOISE OF COUNTER-ROTATING OPEN ROTOR USING THE IN-HOUSE PARALELL CODE “GERBERA”

V.A. Titarev[1,2], G.A. Faranosov[2]
[1]FRC CSC RAS, [2]TsAGI, Moscow

The paper presents examples of the use of the in-house parallel code “Gerbera” for numerical modeling of aerodynamics and tonal noise of model configurations of counter-rotating open rotors (CROR).

Двигатели с биротативным винтовентилятором (counter-rotating open rotor – CROR), как известно [1], обеспечивают высокую топливную эффективность, однако обладают и существенными недостатками, среди которых – генерируемый ими шум. Поэтому задача аккуратного численного моделирования тональных компонент шума CROR является исключительно актуальной, поскольку ее решение позволит заранее оценить степень воздействия CROR на окружающую среду и протестировать различные подходы к снижению шума. Для моделирования тонального шума винтов, в том числе CROR, удобно использование численных методов, позволяющих рассчитать поле обтекания вблизи лопастей и затем по методу Фокса Вильямса-Хоукингса (ФВХ) [2], записанного в удобной формулировке [3, 4], оценить шум в дальнем поле [5-8]. Прогресс последних лет в области высокопроизводительных вычислений, в том числе применительно к задачам аэроакустики струйных течений, позволяет рассматривать вычислительный эксперимент, при условии его тщательной валидации, как мощное средство анализа, дополняющее возможности физического эксперимента и позволяющий заглянуть «внутрь» турбулентного движения и детально проанализировать его.

В акустическом отделении ЦАГИ в последние годы с целью решения задач, связанных с шумом винтов, развивается собственный программный комплекс «Гербера» [8-11], основанный на комбинировании вращающихся областей в непосредственной близости от винтов и внешней неподвижной области, охватывающей, в том числе, неподвижные элементы конструкции планера, с интерполяцией решения на скользящих плоскостях между различными областями сетки. Используемая в коде гибридная двухуровневая модель параллельных вычислений MPI + OpenMP позволяет использовать в расчетах тысячи ядер архитектуры x86. В докладе представлены последние результаты акустического отделения ФАУ «ЦАГИ» в области аэроакустики струйных течений, полученные с использованием комплексного подхода, сочетающего сбалансированное использование физического и вычислительного эксперимента.

Настоящий доклад посвящен описанию текущих возможностей кода Гербера по численному моделированию сложных самолетных винтовых конфигураций на неструктурированных расчетных сетках. Приводятся примеры верификации и валидации расчетного кода. Основное внимание уделено расчету модельных конфигураций винтовинтеляторов с геометрией лопастей, первоначально разработанной в [5] и затем использованной также в работах [7, 8]. Исследованы конфигурации с числом лопастей 8+8 и 8+9. Проведен анализ некоторых физических особенностей излучения шума взаимодействия CROR в заднюю полусферу. Показано, что след за винтом является некомпактным источником звука, требующим при использовании метода ФВХ очень длинных контрольных поверхностей и, следовательно, высокого сеточного разрешения для адекватного моделирования эффектов генерации распространения шума.

Работа выполнялась с использованием инфраструктуры Центра коллективного пользования “Высокопроизводительные вычисления и большие данные” (ЦКП “Информатика”) ФИЦ ИУ РАН (г. Москва).

Список использованных источников

[1] N. Peake, A.B. Parry, Modern challenges facing turbomachinery aeroacoustics // Annu. Rev. Fluid Mech. 2012. V.44. P. 227-248.

[2] J.F. Williams, D.L. Hawkings, Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion // Phil. Trans. Royal Soc. London. Series A. Mathematical and Physical Sciences. 1969. P. 321-342.

[3] F. Farassat, Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat // Tech. Rep. NASA TM 2007-214853. 2007.

[4] A. Najafi-Yazdi, G.A. Brés, L. Mongeau, An acoustic analogy formulation for moving sources in uniformly moving media // Proc. R. Soc. Lond. A. 2011. V.467. P.144–165.

[5] P.R. Spalart, A.K. Travin, M.L. Shur, M.Kh. Strelets, Initial Noise Predictions for Open Rotors Using First Principles // AIAA Paper. 2010. AIAA-2010-3793.

[6] A. Chelius, T. Le Garrec, D.C. Mincu, Open-Rotor Noise Assessment with CFD/CAA Chaining // AIAA Paper. 2015. AIAA-2015-2980.

[7] В.Ф. Копьев, М.Л. Шур, А.К. Травин, И.В. Беляев, Б.С. Замтфорт, Ю.В. Медведев, Оценка шума на местности для среднемагистрального самолета с двигателями типа “открытый ротор” на основе численного моделирования // Акустический журнал. 2017. Т.63. №6. С.670-678.

[8] V.A. Titarev, S.A. Chernyshev, G.A. Faranosov, Numerical simulation of propeller aerodynamics and tonal noise using parallel code “Gerbera” // Russian Journal of Numerical Analysis and Mathematical Modelling. 2025. V.63. №6 (in press).

[9] И.В. Беляев, В.Ф. Копьев, В.А. Титарев, Разработка нового подхода к расчету шума винтов с использованием суперкомпьютеров // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т.XLV. №2. С.78-106.

[10] В.А. Титарев, Г.А. Фараносов, С.А. Чернышев, А.С. Батраков, Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета // Акустический журнал. 2018. Т.64. №6. С.737-751.

[11] В.А. Титарев, Программный комплекс “Гербера” для расчета аэроакустических характеристик воздушных самолетных винтов // Свидетельство о регистрации программы № 2020616696 от 22.06.2020.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ КАНАЛОВ ПЕРФОРАЦИИ И КРИВИЗНЫ ПРОФИЛЯ ЛОПАТОК ТВД НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Г.Б. Жестков[1], Е.В. Щербакова[1], С.В. Белов[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты расчётных исследований эффективности плёночного охлаждения при истечении охладителя из цилиндрического канала и канала профилированной формы, определено влияние параметров потока (градиента давления) на эффективность охлаждения прямолинейного и криволинейного каналов. При проведении сопряженных теплогидравлических расчетов использовался программный комплекс Ansys, основанный на решении полных трехмерных нестационарных уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и описывающих пространственные течения вязкого сжимаемого газа. В результате проведенных расчетных исследований получены зависимости безразмерной температуры от расстояний от места выдува из цилиндрического и профилированного отверстий. Определено влияние формы и кривизны канала на эффективность пленочного охлаждения. Установлено, что применение профилированных отверстий позволяет повысить на 5-10% эффективность плёночного охлаждения на спинке лопатки.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF THE SHAPE OF THE PERFORATION CHANNELS AND THE CURVATURE OF THE PROFILE OF HIGH-PRESSURE TURBINE BLADES ON THE EFFICIENCY OF FILM COOLING

G.B. Zhestkov[1], E.V. Shcherbakova[1], S.V. Belov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The results of computational studies of the efficiency of film cooling when the cooler flows out of a cylindrical channel and a profiled channel are presented, and the influence of flow parameters (pressure gradient) on the cooling efficiency of rectilinear and curved channels is determined. When conducting coupled thermohydraulic calculations, the Ansys software package was used, based on the solution of complete three-dimensional unsteady Navier-Stokes equations averaged by Reynolds and describing the spatial flows of a viscous compressible gas. As a result of the calculated studies, the dependences of the dimensionless temperature on the distances from the point of blowing from cylindrical and profiled holes were obtained. The influence of the shape and curvature of the channel on the efficiency of film cooling is determined. It has been found that the use of profiled holes makes it possible to increase

1 Введение

В лопатках с конвективно-плёночным охлаждением современных ТВД существенную роль играет плёночное (заградительное) охлаждение. Наибольшая эффективность плёночного охлаждения достигается при спутном течении газового потока и охладителя. Поэтому одним из направлений повышения эффективности плёночного охлаждения лопаток высокотемпературных турбин является применение отверстий профилированной формы, при котором струям воздуха, вытекающим на охлаждаемую поверхность, стремятся придать то же направление, что и у газового потока.

В работе проведены расчётные исследования и сопоставление эффективности плёночного охлаждения при истечении охладителя из цилиндрического канала и канала профилированной формы, определено влияние параметров потока (градиента давления) на эффективность охлаждения прямолинейного и криволинейного каналов.

2 Расчетные исследования

При проведении сопряженных теплогидравлических расчетов (газодинамика + тепло) в 3D —постановке использовался программный комплекс Ansys, основанный на решении полных трехмерных нестационарных уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу и описывающих пространственные течения вязкого сжимаемого газа. Для замыкания уравнений Рейнольдса использована двухпараметрическая SST модель турбулентности Вилкокса, основанная на решении уравнений для k и ω. Течение газа в непосредственной близости от стенки описано с помощью масштабированной пристеночной функции, а переход из ламинарного течения в турбулентное - с помощью транзитной

модели турбулентности, основанной на решении алгебраического выражения (Specified Intermittency), [1-3].

При разработке численной модели использованы полученные на установке ЦИАМ экспериментальные данные по расходным характеристикам системы пленочного охлаждения в диапазоне 0,5-1,0% относительного расхода воздуха через ряд перфорации, соответствующего натурным режимам работы сопловых лопаток турбины. Для проведения расчетов во входном сечении канала задавались соответствующие условиям модельного эксперимента параметры: давление, температура торможения и угол натекания газового потока (α=0), в выходном сечении - статическое давление, в начальном сечении канала выдува - расход, температура охлаждающего воздуха. Рассматривались цилиндрический канал перфорации диаметром D=1.4 мм, расположенный под углом 45° к охлаждаемой стенке канала, и профилированный канал того же начального диаметра, с углом выхода 27°. Интенсивность выдувов $M=(\omega_в\rho_в)/(\omega_г\rho_г)$ моделировалась изменением давления охладителя на входе в отверстия перфорации и в выходную кромку.

Основные безразмерные (по отношению к D) геометрические параметры расчетной области:

- расстояние между отверстиями перфорации H=2.84,
- высота канала h=3.55,
- длина начального участка L_1=8,
- длина выходного участка L_2=22.
- безразмерная толщина стенки h_1=1.42.
- радиус кривизны вогнутой стенки R 14.2 и 7.1
- радиус кривизны выпуклой стенки R 14.2 и 7.1.

В результате проведенных расчетных исследований получены зависимости безразмерной температуры Θ от расстояний от места выдува из цилиндрического отверстия, которые представлены на рис. 1.

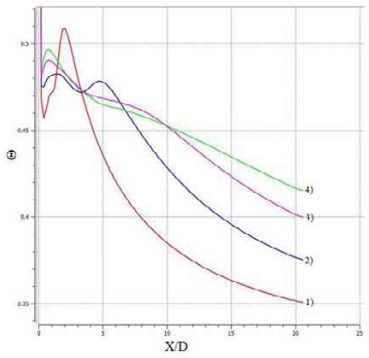


Рис. 1. Зависимость безразмерной температуры Θ от расстояния X/D от места выдува из цилиндрического отверстия

Как следует из полученных результатов, при отсутствии выдува стенка охлаждается за счет вынужденного конвективного теплообмена между стенкой и воздухом до Θ =0.3, а при наличии выдува эффективность охлаждения возросла до Θ =0.5 при меньшем, чем в предыдущем случае, относительном расходе воздуха. По-видимому, выдув охладителя на поверхность профиля приводит к турбулизации и усилении вихревых эффектов в слоях потока, примыкающих к стенке канала.

Аналогичные результаты для выдува воздуха из профилированного канала приведены на рис. 2.

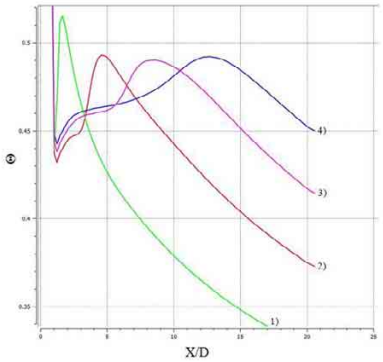


Рис. 2. Зависимость безразмерной температуры Θ от расстояния X/D от места выдува из профилированного отверстия

На расстоянии X/D>10 от места выдува эффективность охлаждения стенки при выдуве воздуха из профилированного канала на 10-15% превосходит аналогичные показатели для случая выдува из цилиндрического канала. При расстоянии X/D<5 наибольшая эффективность охлаждения достигается в обоих рассматриваемых случаях при минимальном рассматриваемом расходе охлаждающего воздуха и сопоставима между собой. Сравнение эффективности охлаждения для выдува из цилиндрического и профилированного канала показало, что при X/D<5 эффективность охлаждения лучше для цилиндрического канала, а при X/D>5 - у профилированного канала. Применение профилированных отверстий позволяет повысить на 5-10% эффективность плёночного охлаждения на спинке лопатки.

Исследовано влияние кривизны газового канала на эффективность пленочного охлаждения. Непосредственно за местом выдува располагался криволинейный участок с радиусом поворота R и углом поворота 45°, а за ним - прямолинейный участок.

На рис. 3 и 4 приведены распределения относительной температуры T в плоскости симметрии канала перфорации при различной кривизне газового канала.

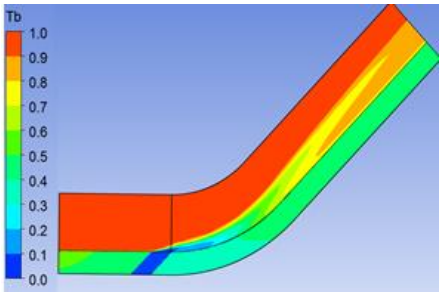


Рис. 3. Распределение относительной температуры в плоскости симметрии канала (вогнутый газовый канал) перфорации при интенсивности выдува M=0.46

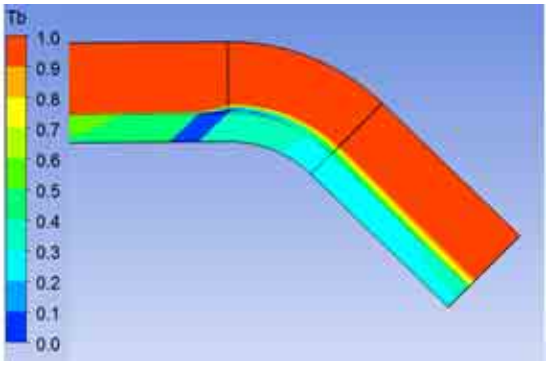


Рис. 4. Распределение относительной температуры в плоскости симметрии канала (выпуклый газовый канал) перфорации при интенсивности выдува M=0.46

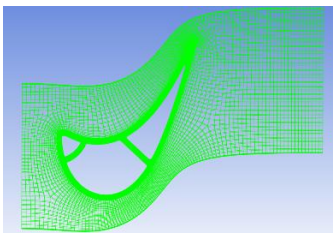
Как видно из рисунков, за местом выдува сформировались циркуляционные зоны. Наибольшая по размеру зона соответствует вогнутому газовому каналу, где выдув воздуха осуществляется в область пониженных скоростей течения, а наименьшая - выпуклому газовому каналу с выдувом воздуха в область повышенных скоростей течения. Такая тенденция справедлива для всех рассмотренных величин интенсивности выдува. После присоединения потока на стенке газового канала формируются динамические пограничные слои. Наиболее тонкий пограничный слой наблюдается в выпуклом газовом канале, в прямолинейном канале толщина пограничного слоя нарастает, а в вогнутом канале толщина пограничного слоя наиболее значительна, причем немного деформировано ядро потока. Аналогичным образом ведут себя и тепловые пограничные слои. Отчетливо видно, что при выдуве охладителя на поверхность вогнутого газового канала часть охлаждающего воздуха, отрываясь от стенки, попадает в ядро потока, при этом эффективность плёночного охлаждения снижается.

При исследовании влияния форм (выпуклой и вогнутой) газового канала на параметры потока получено, что для криволинейного канала коэффициент теплопередачи на выпуклой стенке при отсутствии выдува немного больше, чем на вогнутой стенке. На вогнутой стенке также меньше поверхность соприкосновения с горячим воздухом и больше охлаждаемая поверхность, на прямолинейной стенке они равны, а на выпуклой стенке нагреваемая поверхность превышает охлаждаемую. Выдув охладителя кардинально меняет ситуацию: наиболее эффективным оказывается охлаждение выпуклой стенки, а наименее эффективным - вогнутой стенки. При расстоянии $L_x/D \geq 10$ на вогнутой стенке пленочное охлаждение вообще отсутствует.

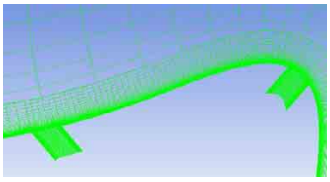
При наличии градиента давления во внешнем потоке и малых расстояниях от места выдува $L_x/D<2$ эффективность пленочного охлаждения для криволинейного канала и прямолинейной поверхности практически одинакова, а при значительных расстояниях от места выдува $L_x/D>10$ эффективность пленочного охлаждения отсутствует.

Сопоставим качественно результаты тестовых расчетов с сопряженным расчетом обтекания сопловой лопатки при наличии выдувов охлаждающего воздуха.

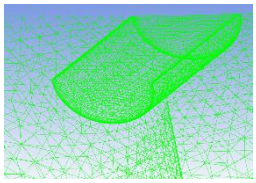
В качестве примера приведен расчет плоской решетки с шестью рядами отверстий охлаждения [4]. По два ряда отверстий охлаждения расположены на вогнутой и выпуклой поверхностях лопатки, по одному ряду - около критической точки и в выходной кромке. Применялась составная расчетная сетка. В твердом теле строилась тетраэдальная сетка в области потенциального течения в межлопаточном канале, в пограничном слое и в каналах выдува - регулярные расчетные сетки. Фрагменты расчетной сетки приведены на рис. 5.



а) расчетная область полностью



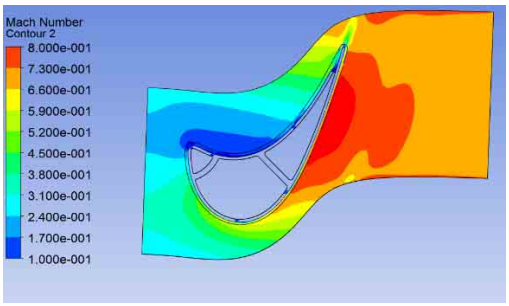
б) зона пограничного слоя



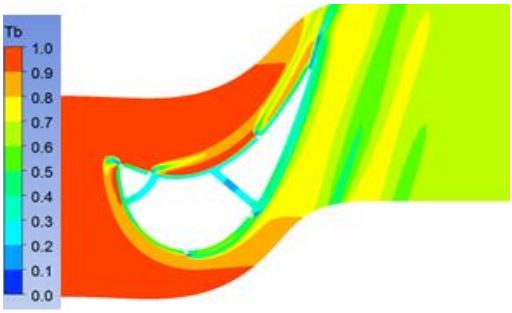
в) зона отверстия охлаждения

Рис. 5. Фрагменты сетки для расчетной области плоской решетки

Результаты сопряженного в 3D –постановке теплогидравлического расчета параметров сопловой лопатки с отверстиями охлаждения представлены на рис. 6.



а) число Маха



б) относительное температурное поле пера лопатки

Рис. 6. Распределение параметров потока в сопловой лопатке

Как следует из представленных результатов, спинка лопатки охлаждается существенно лучше корыта из-за более эффективного пленочного охлаждения, поскольку наличие выдувов охладителя приводит к дополнительной интенсификации теплоотдачи со стороны газа.

3 Заключение

Расчетные исследования показали, что применение профилированных отверстий позволяет повысить на 5-10% эффективность плёночного охлаждения на спинке лопатки. При проектировании лопаток с развитой системой конвективно-пленочного охлаждения на первоначальном этапе можно использовать расчет теплового состояния с учетом поправок на пленочное охлаждение, получаемых из решения модельных задач. Но для достоверного определения теплового состояния современных лопаток, для которых характерны развитое конвективно-пленочное охлаждение и существенная кривизна профиля, необходимо проведение сопряженного теплогидравлического расчета, позволяющего учесть рассмотренные особенности выдувов из отверстий охлаждения, и экспериментальных исследований как в модельных условиях, так и на натурных режимах работы ТВД.

Список использованных источников

[1] Menter, F.R., Langtry, R.B., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G., and Völker, S., “A Correlation based Transition Model using Local Variables Part 1- Model Formulation”, ASME-GT2004-53452, ASME TURBO EXPO 2004, Vienna, Austria.

[2] Langtry, R.B., Menter, F.R., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G., and Völker, S., “A Correlation based Transition Model using Local Variables Part 2 - Test Cases and Industrial Applications”, ASME-GT2004-53454, ASME TURBO EXPO 2004, Vienna, Austria.

[3] Langtry, R.B., Menter, F.R., “Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics” AIAA paper 2005-522, 2005.

[4] Belov, S.V., Zhestkov, G.B., Muravsky, D.V., Kharkovsky, S.V., Shcherbakova, E.V. The influence of the shape of the cooling channel and pressure gradient on the efficiency of film cooling of GTE blades. – 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018, Belo Horizonte, Brazil.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБЛИКА ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО АВИАЦИОННОГО ГТД

А.И. Абзалилов[1], А.А. Мухин[1], Р.З. Нигматуллин[1], И.С. Уральский[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Приведены результаты исследования облика одноступенчатой высокотемпературной турбины перспективного авиационного ГТД для гражданского летательного аппарата. Рассмотрены проблемы газодинамического проектирования и охлаждения турбины.

A CONCEPT STUDY OF SINGLE STAGE HIGH PRESSURE TURBINE FOR PERSPECTIVE AVIATION GTE

A.I. Abzalilov[1], A.A. Muhin[1], R.Z. Nigmatullin[1], I.S. Uralsky[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

A single stage high temperature turbine concept study results for perspective aviation GTE of civil aircraft are given. Gas-dynamic and cooling system design problems are considered.

1 Введение

Применение одноступенчатых турбин высокого давления позволяет, с одной стороны, сократить количество деталей и упростить конструкцию двигателя, с другой стороны, существенно сократить потребные расходы охлаждающего воздуха, что положительно сказывается на характеристиках двигателя. Недостатками таких турбин являются повышенный перепад давлений, связанный с этим более низкий уровень к.п.д. и увеличенные радиальные габариты проточной части по сравнению с соответствующими двухступенчатыми турбинами.

2 Результаты исследования

В настоящем докладе приведены результаты детального исследования облика одноступенчатой высокоперепадной высокотемпературной турбины перспективного авиационного ТРДД для сверхзвукового гражданского летательного аппарата.

Выполненные ранее расчетно-экспериментальные исследования показали возможность получения в подобных турбинах величины первичного к.п.д. $\eta^*\sim0.88 \ldots 0.89$ (см., например, [1,2]).

Основные условия для проектирования турбины были следующими. На расчетном (крейсерском) режиме работы отношение полных давлений составляло величину $\pi^* \sim 4$, U/Cад=0.45.

Ввиду необходимости охлаждения лопаток в условиях длительного воздействия высоких температур газа при профилировании сопловых и рабочих лопаток были приняты увеличенные толщины выходных кромок (равные 1,6 мм) для организации выдува охлаждающего воздуха в эти кромки. Были увеличены также толщины входных кромок для эффективного их охлаждения, что наложило ограничения на профилирование.

Приведены различные рассмотренные варианты профилирования турбин: варианты с более низкой реактивностью ($\rho\sim0.45$) со сверхзвуковыми скоростями за сопловыми и рабочими лопатками, а также варианты с более высокой степенью реактивности ($\rho\sim0.58$), когда величина скорости потока за сопловым аппаратом лишь ненамного превышает скорость звука. Подробно разобраны достоинства и недостатки рассмотренных вариантов как с точки зрения газодинамики и величины к.п.д., так и с точки зрения возможности организации эффективного охлаждения турбины.

Распределение числа Маха (в абсолютном или относительном движении) в среднем по высоте сечении для выбранного в результате анализа «высоко-реактивного» варианта показано на рисунке 1.

Как видно на рисунке 1, течение в большей части соплового аппарата дозвуковое, ударных волн, падающих на рабочие лопатки, нет.

Течение на выходе из рабочих лопаток сверхзвуковое (в относительном движении). При этом сильных ударных волн, распространяющихся в область переходного канала за ТВД, нет. Небольшая ударная волна падает на спинку рабочей лопатки в среднем сечении, не вызывая здесь отрыва потока.

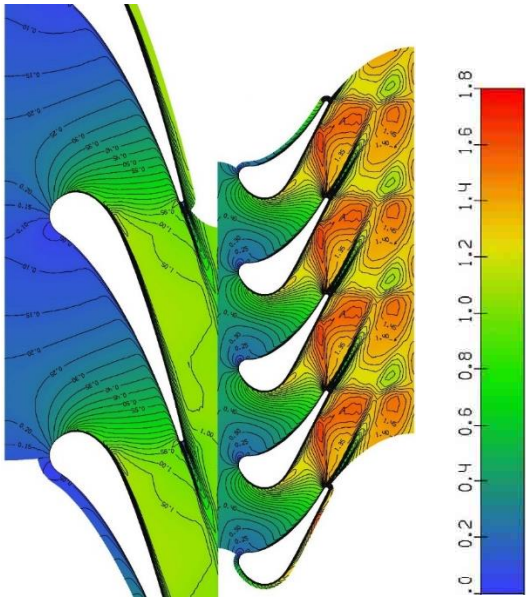


Рис. 1. Распределение числа Маха (в абсолютном или относительном движении) в среднем сечении

Расчеты течения газа в проточной части ТВД проводились на основе численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса [3,4]. Согласно результатам расчетов с использованием моделей турбулентности [5,6], ожидаемая величина первичного к.п.д. рассмотренной одноступенчатой ТВД может составить величину η^*~0.885 … 0.887.

В докладе затронуты также вопросы проектирования системы охлаждения турбины и оценки прочности рабочих лопаток.

3 Заключение

Приведены результаты исследования облика одноступенчатой высокоперепадной высокотемпературной турбины перспективного авиационного ТРДД для сверхзвукового гражданского летательного аппарата. Рассмотрены особенности газодинамического проектирования, проблемы охлаждения турбины, оценки прочности лопаток. Показано, величина первичного к.п.д. ТВД может составить величину η^*~0.885 … 0.887.

Список использованных источников

[1] Веревский В.И., Гайдамака И.В., Нигматуллин Р.З. Проектирование узла турбины для турбореактивного двухконтурного двигателя с малой степенью двухконтурности. В кн.: Высокотемпературные газовые турбины. Труды ЦИАМ № 1342, Москва, Торус Пресс, 2010, с. 82-84.

[2] Венедиктов В.Д., Крупа В.Г., Руденко С.В., Сычев В.К., Швырев А.А. Опыт разработки высокоперепадной одноступенчатой турбины высокого давления для турбореактивного двухконтурного двигателя. - В кн.: Высокотемпературные газовые турбины. Труды ЦИАМ № 1342, Москва, Торус Пресс, 2010, с. 57-64.

[3] Иванов М.Я., Крупа В.Г., Нигматуллин Р.З. Неявная схема С.К. Годунова повышенной точности для интегрирования уравнений Навье-Стокса. - Журнал выч. матем. и матем. физики, 1989, т.29, с. 888-901.

[4] Иванов М.Я., Нигматуллин Р.З. Высокоуровневое моделирование рабочего процесса в газовых турбинах. В кн.: Высокотемпературные газовые турбины. Труды ЦИАМ №1342. Москва, Торус Пресс, 2010.

[5] Menter, F.R. "Two Equation Eddy Viscosity Model for Engineering Applications". AIAA Journal, 32:1299-1310, 1994.

[6] P. R. Spalart and S. R. Allmaras. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. AIAA Paper, 92-0439, 1992.

ПОДХОД К УЧЕТУ ПОТЕРЬ ЭНЕРГИИ В РАСЧЕТАХ ТУРБИНЫ

Б.И Мамаев, А.Л. Кузнецова
ОКБ им. А. Люльки, Москва

Результаты 1D газодинамических расчетов показали возможные ошибки в определении кинематических, динамических и тепловых характеристик турбины при использовании упрощенного подхода к учету потерь энергии из-за охлаждения, радиального зазора, неоднородности потока и др. При этом наибольшие ошибки возникают, когда неверно определяется степень реактивности ступени. Методики с таким подходом пригодны лишь для термодинамического анализа двигателя, когда нужны значения к.п.д. и расходной характеристики, и для расчета неохлаждаемой турбины с обандаженными рабочими лопатками. При поиске мер по улучшению заданной турбины и выборе оптимального варианта проектируемой турбины во избежание серьезных ошибок следует использовать методику расчета с рациональным и детальным подходом к определению потерь.

THE APPROACH TO ACCOUNTING FOR ENERGY LOSSES IN TURBINE CALCULATIONS

B.I. Mamaev, A.L. Kuznetsova
A. Lyulka Design Bureau, Moscow

The results of 1D gasdynamic calculations fluid dynamics showed possible errors in determining kinematic, dynamic and thermal turbine characteristics when applying a simplified approach to account for energy losses due to cooling, tip clearance, non-uniform flow, etc. However, the greatest errors occur when the stage reaction ratio is determined incorrectly. Such methods are suitable only for engine thermodynamic analysis, when efficiency and flow characteristics are required, and for calculating an uncooled turbine with shrouded blades. In order to avoid serious errors when searching for an approach to improve a given turbine and choosing the optimum variant of the designed turbine, a calculation method with a rational and detailed approach to determining losses should be used.

1 Введение

Основной процедурой газодинамического анализа и проектирования охлаждаемой турбины является расчет по среднему диаметру [1, 2]. При разработке методики расчета, обычно, самая трудная задача заключается в оценке потерь. Для нее широко используются эмпирические зависимости, правильное включение которых в современные модели течения бывает совсем не просто.

В связи с этим на практике распространен следующий упрощенный подход [1]: сначала расчет проводится без учета потерь энергии из-за сложных явлений (охлаждения, радиального зазора, неоднородного потока и др.), а затем по известным зависимостям находятся неучтенные потери и вносятся соответствующие поправки в значения к.п.д. и полной температуры газа на выходе из турбины.

Очевидно, такой подход не отражает места и механизма образования потерь и не может показать полноту их влияния на течение. Как результат это может приводить к серьезным ошибкам расчета. Поэтому трудность создания надежной методики расчета состоит не только в самой оценке потерь, но и в правильном их учете.

Цель выполненного исследования как раз заключается в оценке таких ошибок расчетов и определении области возможного применения методик с разными подходами к учету потерь.

2 Рациональный подход

В качестве альтернативы упрощенному подходу рассматривается иной, назовем его рациональным, изложенный в методике [3]. В ней математическая модель турбины по возможности полно рисует картину течения и детально отражает характер влияния различных потерь. При этом для каждого лопаточного венца принято четыре поперечных контрольных сечения, что дает возможность учесть переменность расхода газа и потерь вдоль оси проточной части. Предусматривается вычисление коэффициентов потерь по зависимостям, базирующимся на многочисленных экспериментах и

обеспечивающих высокую точность результатов [1, 4, 5 и др.]

В охлаждаемой ступени учитывался выпуск охладителя через перфорацию на пере и концевых полках, через щели в выходных кромках лопаток, по стыкам полок, в осевые зазоры ступени и за нею. В подводящей охладитель системе учитывается наличие аппарата спутной закрутки и теплообменника. Рассчитывается подогрев охладителя при теплообмене и смешении с газом и из-за трения о диск и бандажные полки.

При расчете влияния радиального зазора рассматриваются лопатки без бандажа и с ним. В обандаженной ступени рассчитываются осевые протечки через лабиринтные уплотнения, подогрев протечек из-за трения о полки и смешения с основным потоком. Для безбандажной ступени находятся осевые и окружные перетекания и их влияние на потери в рабочем венце [2].

Имеющийся опыт показывает (например, [6]), что расчет, в котором используется описанный рациональный подход к учету потерь, может обеспечить удовлетворительное согласование с экспериментом как по интегральным параметрам турбины, так и параметрам потока в контрольных сечениях ее проточной части.

3 Объекты исследования

Исследование проводилось на примере ступени турбины высокотемпературного двигателя и трехступенчатой неохлаждаемой силовой турбины. Каждая турбина расчитывалась многократно по методике [3] в двух вариантах: с рациональным подходом к учету потерь и с упрощенным, для имитации которого исключалось влияние исследуемого фактора. Разумеется, в обоих вариантах достигалось одинаковое значение к.п.д. Сравнение результатов позволяло найти погрешности упрощенного подхода.

В охлаждаемой ступени температура на входе $T_0^* \approx$1900К, окружная скорость на среднем диаметре $u \approx$ 500 м/с и степень понижения давления $\pi_T^* \approx 2{,}8$. Ступень имеет конвективно - пленочное охлаждение лопаток с подводом охлаждающего воздуха к ротору через аппарат спутной закрутки. Относительный расход воздуха, отбираемого за компрессором, для соплового аппарата~ 14%, рабочего колеса ~ 6%.

и корневой подсос в осевой зазор ~ 0,4%.

Трехступенчатая турбина имела среднюю по ступеням скорость $u \approx$ 290 м/с и $\pi_T^* \approx 3{,}7$. Отношение среднего диаметра последней рабочей лопатки к ее высоте Ѳ = 4,2. Все рабочие лопатки были обандажены и имели по 2 гребешка лабиринтного уплотнения с рабочим зазором δ =1,5 мм.

4 Результаты расчетов и их анализ

Расчет ступени с полным охлаждением при радиальном зазоре δ =1мм, коэффициенте нагрузки $u/c_{\text{ад}}^* = 0{,}47$, степени реактивности $\rho = 0{,}47$ показал, что приведенная адиабатическая скорость на выходе из соплового венца λ_1 = 0,98 и из рабочего венца λ_{2w} =1,05, скорость и угол потока за ступенью λ_2= 0,49 и α_2= 60^0, а первичный к.п.д. $\eta^* = 0{,}894$. Полученное значение к.п.д свидетельствует о высокой эффективности необандаженной ступени [1].

В соответствии с [3] при δ =1мм относительная осевая протечка через зазор составляет 1,2%, а дополнительные потери в колесе из-за окружных перетеканий равны $\Delta\zeta_{\text{рк}}$ =2,2%. В случае нулевого зазора (как при упрощенном подходе к учету потерь) к.п.д повышается на 2,4 %, что согласуется с экспериментом [2, 7]. Пропускная способность ступени не изменяется. Увеличивается степень реактивности до $\rho = 0{,}49$ – изменение, влияющее на кинематические и динамические параметры : растут λ_{2w}до 1,07 и λ_2 до 0,52, падает угол α_2 до 57^0, т.е. изменяются условия течения на входе в последующую ступень. Температура перед рабочими лопатками $T_{1\text{w}}^*$ увеличивается на ~ 2^0. Но самое серьезное влияние роста реактивности – увеличение перепада статического давления в колесе ~ на 6%. При давлении перед турбиной p_0^* =30 бар увеличивается осевая сила на роторе на 3,5 т. что требует специальных мер по разгрузке подшипников ротора. Указанное изменение скоростей λ_{2w} и λ_2 и увеличение угла $\Delta\beta_1 = 1°$ некритично и должно быть учтено при профилировании лопаток.

Установка на лопатки бандажа с тремя гребешками лабиринта и уменьшение радиального зазора до 0,5 мм увеличивает по расчету к.п.д. на ~ 2,2%. При этом протечки через зазор уменьшаются до 0,3% и степень реактивности немного растет (до 0,48). Параметры в ступени слабо изменяются, в частности, осевая сила растет всего на 200 кг. Поэтому в случае обандаженной ступени результаты газодинамического расчета с упрощенным подходом к учету потерь в радиальном зазоре вполне пригодны для проектирования и анализа работы турбины. Полное выключение охлаждения рабочего колеса, что соответствует расчету с упрощенным подходом к учету потерь от охлаждения, повышает к.п.д. турбины. При этом устраняются насосные потери на подводе охладителя (они составляют около 2% к.п.д.) и потери при выпуске охладителя из лопаток. Степень реактивности заметно снижается (до ρ = 0,43), уменьшается значение λ_{2w} до 1,03, что ведет к снижению потерь в рабочем венце. Однако,

появляются факторы, ведущие к снижению к.п.д.: увеличение скорости λ_1, уменьшение угла β_1 до 38^0 и расхода газа в колесе. В итоге к.п.д. повышается на ~ 1,2%. К тому же, с уменьшением на 11% перепада статических давлений на колесе снижается осевая роторная сила на ~ 8т (на режиме с $p_0^* = 30$ бар). Температура на входе в колесо T_{1w}^* снизилась на ~ 10^0.

Понятно, что подобные изменения параметров нельзя не учитывать при проектировании и доводке турбины.

Корневой подсос охладителя в осевой зазор ступени - сложное и вредное для эффективности явление [1, 2, 5]. Потери из-за подсоса зависят не только от его расхода, но и корневой перекрыши на входе в колесо, ее знака, скорости потока на выходе из сопловых лопаток, конфузорности профильных решеток рабочего венца и др. Вместе с тем, сам расход втекающего воздуха несколько снижает отрицательное влияние подсоса вследствие повышения расхода потока через колесо. По расчету при положительной перекрыше 0,5% высоты лопатки подсос с расходом 1% снижает к. п. д. на 1,5%.

При отсутствии подсоса величина ρ снижается до 0,46, что ведет к росту скорости λ_1 до 1 и снижению λ_{2w}до 1. Угол β_1падает на 2^0 , а угол α_2 растет на 3^0 . Роторная осевая сила уменьшается на 1,5 т (при $p_0^* = 30$ бар).

Разумеется, такие изменения параметров не могут остаться без внимания специалистов при проектировании и доводке турбины.

Уменьшение начальной турбулентности потока с 8% до нуля снижает профильные потери на лопатках [1, 4], что по расчету ступени увеличивает к. п. д. на 1.2%. Потери снижаются несколько сильнее в рабочем, чем в сопловом венце. Поэтому пропускная способность ступени остается практически неизменной, а степень реактивности слегка снижается (до 0,468). При этом величина λ_1 растет до 0,99, угол β_1 снижается на $0,5^0$ и угол α_2 растет на $0,6^0$.

Такими изменениями параметров в анализе работы турбины можно пренебречь.

Увеличение шероховатости поверхности лопаток от нулевой до 100 мкм снижает к.п.д. ступени на ~ 2%, причем коэффициент потерь ζ в сопловом венце растет в 2 раза меньше, чем в рабочем. Поэтому рабочее колесо относительно зажимается и реактивность ρ немного растет (до 0,474), а пропускная способность снижается на 0,2%. Такие изменения невелики и не могут существенно сказаться на параметрах потока и ступени.

По расчету силовой турбины уменьшение полного давления с 23 бар до ~ 2 бар ведкт к снижению числа *Re* в лопаточных венцах (в частности, в 3 рабочем колесе с $14 \cdot 10^5$ до 10^5). При этом к.п.д. турбины снижается на 1,4%. Но изменения кинематических и динамических параметров ступеней несущественны.

5 Заключение

Подводя итоги выполненных расчетов, можно отметить следующие результаты и рекомендации.

При проектировании и анализе работы турбины следует использовать в расчетах рациональный подход к учету потерь энергии как позволяющий получить наиболее точные значения параметров потока и ступеней, что помогает выбрать оптимальную геометрию новой турбины или отыскать меры по улучшению турбины в доводке. Упрощенный подход дает верное значение к.п.д., но

может приводить к погрешностям кинематических и динамических параметров. При этом наиболее серьезные погрешности возникают, когда от венца к венцу изменяется расход потока, что является обычным из-за влияния радиального зазора, паразитных утечек газа и втеканий охладителя.

Упрощенный подход к учету влияний начальной турбулентности, шероховатости поверхности лопаток и числа *Re* во многих случаях ведет к погрешностям

расчета, которыми можно пренебречь. Поэтому такой подход вполне пригоден для термодинамического анализа при увязке узлов двигателя, и иногда применим в расчетах неохлаждаемых турбин.

Список использованных источников

[1] В.Д. Венедиктов. Газодинамика охлаждаемых турбин. М.: Машиностроение, 1990. – 340 с. ил.

[2] В.Х. Абианц. Теория авиационных газовых турбин. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1979. – 246 с. ил.

[3] Б.И. Мамаев, Е.К. Рябов. Методика газодинамического расчета характеристики многоступенчатой охлаждаемой турбины / Изв. вузов. Авиационная техника, 2015. №1. С. 50-55.

[4] М. Е. Дейч, Б. М. Трояновский Исследования и расчеты ступеней осевых турбин. М.: Машиностроение, 1964. - 628с. ил.

[5] В.И. Локай, М.К. Максутова, В.А. Струнки. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. – 447с. ил.

[6] Б.И. Мамаев, В.Л. Мурашко. Расчет характеристики газовой турбины. / Теплоэнергетика. 2016. №4. – С.9-15.

[7] К.М. Попов, М.Х. Мухтаров, Л.И. Киселев, И.В. Сафроньев. Влияние радиального зазора и бандажирования рабочих лопаток на потери к.п.д. в

высоконагруженных охлаждаемых турбинах. М.: ЦИАМ. 1980. Труды №911. – 6 с. ил.

ОПТИМИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ВЫСОКОПЕРЕПАДНОЙ ТВД

А.А. Ельшин[1], В.И. Милешин[1], А.Д. Непомнящий[1], В.О. Нигматуллин[1],
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Приведено описание оптимизации системы охлаждения пера рабочей лопатки (РЛ), при сохранении внешней геометрии венца, одноступенчатой, высокоперепадной турбины высокого давления (ТВД). Показано, что в оптимизированном варианте системы охлаждения расчетная максимальная температура материала РЛ снижена с 1100 °С до 925 °С. Приведены результаты прочностного анализа РЛ ТВД

COOLING SYSTEM OPTIMIZATIONS OF HIGH LOADING HPT BLADE

A.A. Elshin[1], V.I. Mileshin[1], A.D. Nepomnyashchiy[1], V.O. Nigmatullin[1],
[1] CIAM, Moscow, Russia

The cooling system optimizations of high loading single stage high-pressure turbine (HPT) blade maintaining its external geometry is presented. It's shown that optimized cooling system allows reduce maximum calculated blade's temperature from 1100 °C down to 925 °C. Some results of strength calculations are presented.

1 Введение

В условиях современной тенденции увеличения максимальной температуры газового потока в авиационных двигателях и стационарных газотурбинных установках, система охлаждения газовых турбин становится основополагающей системой, определяющей топливную эффективность и ресурс силовых установок.

Наиболее теплонапряженным элементом газовой турбины является рабочая лопатка (РЛ). Оптимально спроектированная система охлаждения РЛ, при которой достигается минимальная температура материала (никелевого сплава), имеет определяющее значение для достижения заявленного ресурса турбины, при котором обеспечиваются критерии циклической долговечности и длительной прочности, особенно в условиях, когда окружные скорости корневого сечения лопатки превышают величину 500 м/с, а тепловые потоки достигают максимальных значений в условиях высоких давлений и высоких скоростей газового потока (число Маха более 1,0).

На Рис. 1 приведена осредненная по окружности радиальная неравномерность температуры газового потока в относительном движении перед рабочим колесом на максимальном режиме работы (по температуре газового потока) одноступенчатой, высокоперепадной ТВД. Среднемассовая температура газового потока на входе в рабочее колесо составляет 1235 °С. Температура охлаждающего воздуха на входе в РЛ составляет 477 °С.

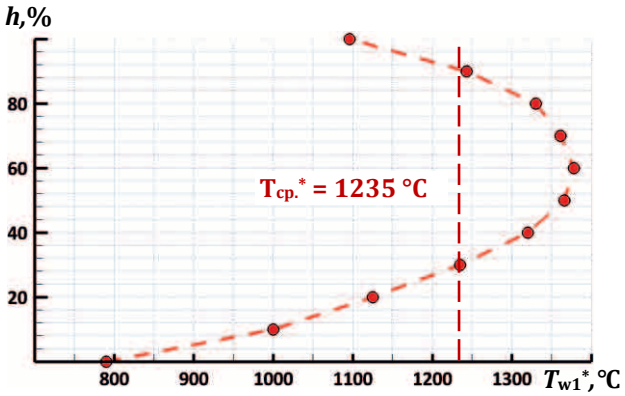


Рис. 1. Радиальное распределение температуры газового потока в относительном движении перед рабочим колесом ТВД

Материал РЛ – жаропрочный никелевый сплав ЖС32 (теплозащитное покрытие не используется). Максимально-допустимая температура применяемого материала – 1050 °С [1].

На Рис. 2 показаны изолинии числа Маха в межлопаточном канале РЛ в сечении проточной части на среднем диаметре.

Результаты расчета показали, что на спинке РЛ, в области косого среза, вследствие высокой скорости газового потока (в указанной области газовый поток разгоняется до значения числа Маха 1.5, см. Рис. 2), возникают высокие тепловые потоки от горячего газа к поверхности венца (значение коэффициента теплоотдачи от горячего газа к поверхности РЛ в указанной области достигают значений ~ 2300 Вт/(м$^{2.}$°С)).

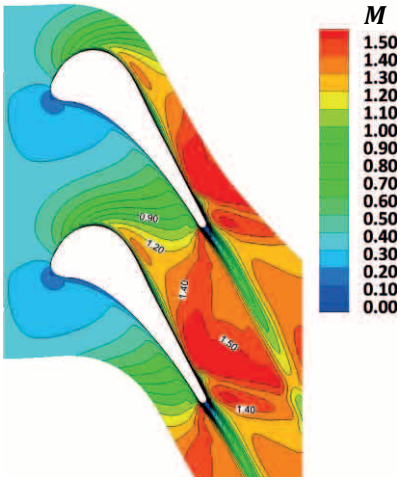


Рис. 2. Изолинии числа Маха в межлопаточном канале РЛ в сечении проточной части на среднем диаметре

2 Исходная система охлаждения РЛ

Исходная система охлаждения РЛ – конвективно-пленочная, канальная (количество каналов – 4). Суммарное количество охлаждающего воздуха, поступающего в РЛ, составляет 7,4 % от расхода газа на входе в ТВД (4,31 % – выпуск воздуха через отверстия перфорации; 1,77 % – выпуск воздуха через пылевые отверстия; 1,32 % – выпуск воздуха в выходную кромку).

На Рис. 3, 4 приведена расчетная температура поверхности материала пера РЛ (с исходной системой охлаждения) со стороны спинки и со стороны корыта соответственно.

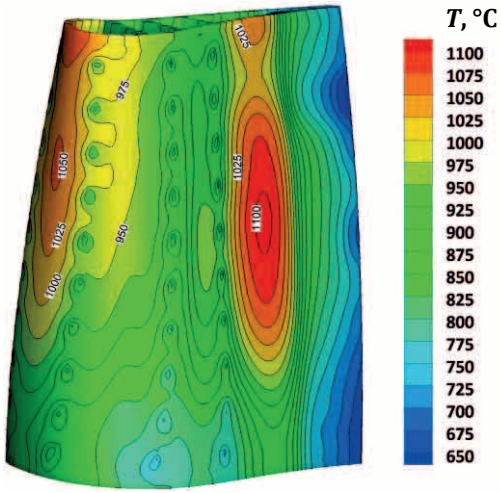


Рис. 3. Расчетная температура поверхности материала пера РЛ со стороны спинки (исходная)

На Рис. 3, 4 видно, что максимальная температура поверхности лопатки наблюдается в области входной кромки (достигает значения 1050 °С) и на спинке (достигает значения 1100 °С), в зоне наибольшей скорости потока, см. Рис. 2.

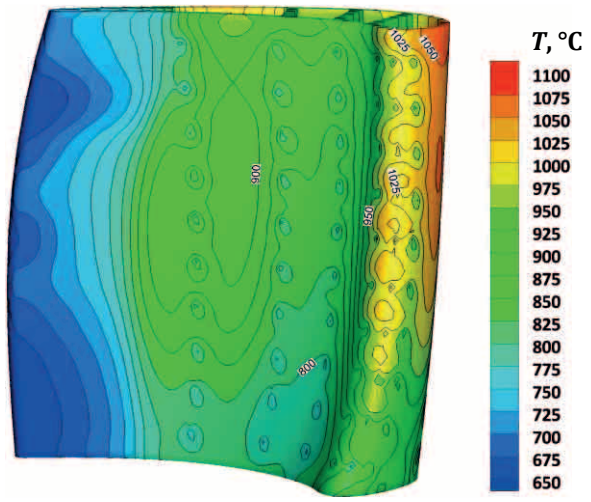


Рис. 4. Расчетная температура поверхности материала пера РЛ со стороны корыта (исходная)

3 Оптимизированная система охлаждения РЛ

Оптимизированная система охлаждения РЛ – конвективно-пленочная, канальная (количество каналов – 5), с перетеканием воздуха между каналами. Суммарное количество охлаждающего воздуха, поступающего в РЛ, составляет 6,85 % от расхода газа на входе в ТВД (2,75 % – выпуск воздуха через отверстия перфорации; 0,3 % – выпуск воздуха через пылевые отверстия; 3,8 % – выпуск воздуха в выходную кромку).

Оптимизация системы охлаждения РЛ заключалась в:

- интенсификации теплоотдачи от стенок внутренних каналов РЛ к охлаждающему воздуху (вследствие увеличения скорости воздуха во внутренних каналах);
- организации струйного течения во внутренних полостях лопатки;
- изменении положения рядов отверстий перфорации на поверхностях РЛ;
- изменении углов между осями отверстий в рядах выпуска охлаждающего воздуха и радиусом проточной части;
- устранении ряда отверстий перфорации, расположенного на спинке РЛ в узком (горловом) сечении межлопаточного канала венца.

На Рис. 5, 6 приведена расчетная температура поверхности материала пера РЛ (с оптимизированной системой охлаждения) со стороны спинки и со стороны корыта соответственно.

Основные отличия оптимизированной системы охлаждения РЛ от исходного варианта:

- РЛ с оптимизированной системой охлаждения содержит 5 рядов отверстий для выпуска

охлаждающего воздуха, вместо 9 рядов в РЛ с исходной системой охлаждения;

- количество охлаждающего воздуха, выпускаемого через отверстия перфорации в РЛ с оптимизированной системой охлаждения, уменьшено в ~ 1,5 раза;
- количество охлаждающего воздуха, выпускаемого через щель в выходной кромке РЛ с оптимизированной системой охлаждения, увеличено в ~ 2,9 раз;
- в РЛ с оптимизированной системой охлаждения отсутствует ряд отверстий перфорации в узком (горловом) сечении межлопаточного канала венца;
- суммарное количество охлаждающего воздуха в РЛ с оптимизированной системой охлаждения снизилось на 0,55 %;
- угол осей отверстий в рядах перфорации (угол выпуска охлаждающего воздуха) относительно радиуса проточной части варьируется в диапазоне от 20 ° – 30 ° (направление выпуска охлаждающего воздуха более радиальное).

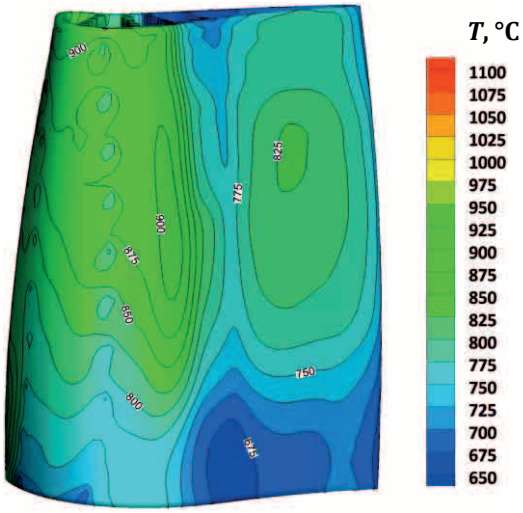


Рис. 5. Расчетная температура поверхности материала пера РЛ со стороны спинки (оптимизированная)

На Рис. 5 видно, что область с локальной высокой температурой поверхности РЛ, достигающей 1100 °С, приведенной на см. Рис. 3, перестала существовать. В указанной области максимальная температура поверхности лопатки достигает 825 °С. На Рис. 6 видно, что температура на входной кромке РЛ с оптимизированной системой охлаждения снизилась от 1025 °С до 925 °С (см. Рис. 4). Максимальная температура РЛ с оптимизированной системой охлаждения не превышает 925 °С. Температура поверхности материала РЛ с оптимизированной системой охлаждения стала более равномерной.

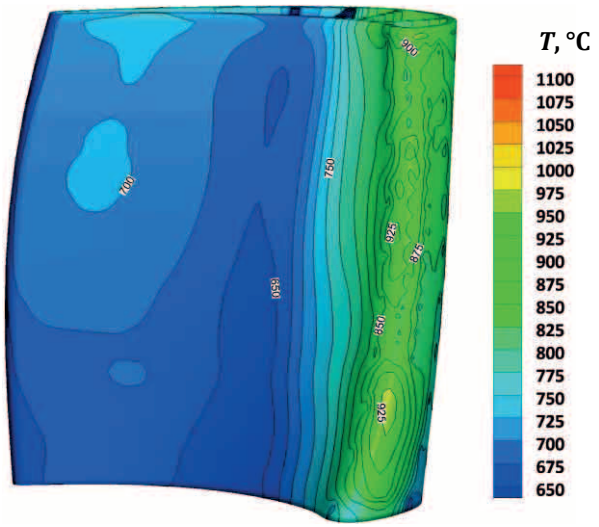


Рис. 6. Расчетная температура поверхности материала пера РЛ со стороны корыта (оптимизированная)

В оптимизированной системе охлаждения отсутствует горизонтальный ряд выпуска воздуха на периферии РЛ, который может понадобиться (по результату доводки системы охлаждения) для более эффективного охлаждения реборды и торца лопатки

4 Результаты прочностного анализа РЛ с оптимизированной системой охлаждения

На Рис. 7 показана расчетная 3D модель РЛ с приведенным распределением расчетных напряжений в материале (критерий Мизеса).

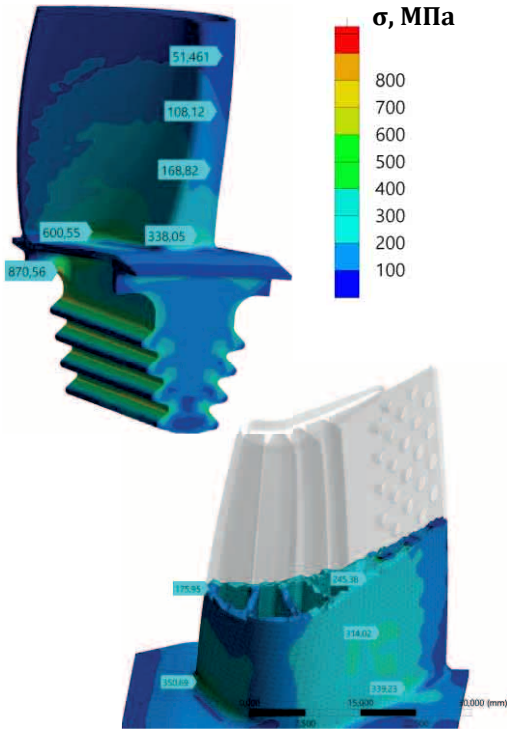


Рис. 7. Напряжения в материале рабочей лопатки (критерий Мизеса)

Результаты прочностного расчета показали, что максимальное напряжение наблюдается в области

галтели корня пера лопатки и не превышает 600 МПа. В указанной области температура поверхности материала РЛ не превышает 700 °С. В области входной кромки, где наблюдается максимальная температура материала РЛ 925 °С, напряжения не превышают значения 200 МПа. На спинке лопатки, в области косого среза, где максимальная температура РЛ достигает 825 °С, напряжения не превышают величины 300 МПа.

5 Заключение

Выполнена оптимизация системы охлаждения РЛ одноступенчатой, высокоперепадной ТВД (оптимизация проводилась расчетным путем) при сохранении внешней геометрии венца. Среднемассовая температура газового потока на входе в РЛ ТВД в относительном движении составляет 1235 °С. Температура охлаждающего воздуха на входе в РЛ составляет 477 °С.

В результате оптимизации системы охлаждения суммарный расход охлаждающего воздуха на перо лопатки снизился с 7,4 °% до 6.85 °%. Максимальная температура РЛ снизилась с 1100 °С до 925 °С; температура поверхности РЛ стала более равномерной, без больших температурных градиентов. Снижение температуры материала РЛ достигнуто за счет интенсификации теплоотдачи от стенок лопатки к охлаждающему воздуху (вследствие увеличения скорости воздуха во внутренних каналах), организации струйного течения во внутренних полостях лопатки, оптимизации расположения рядов отверстий перфорации на поверхностях РЛ, оптимизации углов отверстий в рядах перфорации.

Отличительной особенностью оптимизированной системы охлаждения РЛ, относительно исходного варианта, является отсутствие ряда отверстий перфорации, расположенного на спинке лопатки в узком (горловом) сечении межлопаточного канала рабочего венца. Положение ряда отверстий перфорации на спинке в узком сечении венца (и за ним, вниз по потоку) приводит к дополнительным повышенным потерям от смешения охлаждающего воздуха с основным газовым потоком.

Выполненное расчетное исследование напряжений в материале РЛ показало, что при заданном материале лопатки (ЖС32) и его температурном состоянии уровень напряжений в конструкции позволяет достичь заявленный ресурс детали.

Особенностью одноступенчатых, высокоперепадных ТВД является присутствие высоких тепловых потоков от горячего газа к поверхности лопаточных венцов, возникающих вследствие высоких (сверхзвуковых) скоростей газа в проточной части (скорость газового потока может достигать 1,5 по числу Маха) и наличия скачков уплотнения, сходящих с выходных кромок сопловых лопаток, интенсифицирующих теплообмен на входных кромках и корыте рабочих лопаток. Поэтому для создания работоспособной системы охлаждения РЛ необходима экспериментальная апробация принятых технических решений в модельных/стендовых условиях на пакетах лопаток с имитацией начальной нестационарности/повышенной турбулентности потока, в частности, на специализированных установках ЦИАМ, а также в натурных условиях, в составе газогенератора (термометрирование РК).

Список использованных источников

[1] Жаропрочные сплавы и стали / Под общей редакцией академика РАН Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ, 2012. 58 с.

[2] H.S. Hura, S. Carson, R. Saeidi, H.-W. Shin, P. Giel Design and Test Results of an Ultra High Loaded Single Stage High Pressure Turbine // ASME Paper. 2013. No GT2013-94055.

[3] D.A. Nealy, M.S. Mihelic, L.D. Hylton, H.J. Gladden Measurements of Heat Transfer Distribution Over the Surfaces of Highly Loaded Turbine Nozzle Guide Vane // Journal of Engineering of Gas Turbine and Power, 1984, Vol. 106, 10 p.

[4] Experimental Study of Vane Heat Transfer and Aerodynamics at Elevated Level of Turbulence / F.E. Ames. Lewis Research Center. 1994. NASA CR-4633. 125 p.

[5] F.E. Ames The Influence of Large-Scale High-Intensity Turbulence on Vane Heat Transfer // Journal of Turbomachinery. 1997. Vol. 119. 10 p.

[6] С.В. Белов, Е.В. Щербакова, Д.В. Муравский, А.В. Морозов, М.В. Дрожжин, В.Ж. Чепурнов Методы исследования теплообмена в охлаждаемых лопатках высокотемпературных турбин // Сборник тезисов Научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2016), том 2. Москва. 19 – 21 апреля. 2016. С. 64 – 67.

[7] С.В. Харьковский, Е.В. Щербакова, С.В. Белов, А.А. Мухин, В.Ж. Чепурнов, М.В. Дрожжин, А.В. Морозов Расчетно-экспериментальные исследования эффективности систем охлаждения лопаток высокотемпературной ТВД // Сборник тезисов Научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018), том 1. Москва. 4 – 6 апреля. 2018. С. 170 – 172.

[8] Венедиктов, В.Д. Газодинамика охлаждаемых турбин / В.Д. Венедиктов – Москва: Машиностроение, 1990. – 240 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СОПЛОВЫХ АППАРАТОВ ТВД РАЗЛИЧНОГО ТИПА ПРИ НЕРАВНОМЕРНЫХ ВХОДНЫХ ПАРАМЕТРАХ

А.М. Покидько, Н.Н. Ковалева, В.В. Вятков
ФГБОУ ВО РГАТУ имени П.А. Соловьева, Рыбинск,

Представлены результаты исследования плоских сопловых решеток различного типа, работающих в условиях неравномерного поля параметров по входу. Установлено, что характер эпюры полного давления на входе в решетку определяет как положение канальных вихрей в межлопаточном канале, так и оказывает влияние на величину размерности решетки, при которой реализуется эффект смыкания вторичных течений в межлопаточном канале.

HPT NOZZLE APPARATUSES OF VARIOUS TYPES AERODYNAMIC CHARACTERISTICS STUDYING UNDER CONDITIONS OF NON-UNIFORM INLET PARAMETERS

A.M. Pokidko, N.N. Kovaleva, V.V. Vyatkov
FSBEI HE P.A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russia

The results of the study of planar nozzle gratings of different types operating under conditions of non-uniform parameter field at the inlet are presented. It is established that the character of the total pressure epure at the grating inlet determines both the position of channel vortices in the interblade channel and influences the value of the grating dimensionality, at which the effect of secondary currents clamping in the interblade channel is realized.

1 Введение

Каждое последующее поколение двигателей сопровождается улучшением параметров рабочего процесса, в том числе увлечением температуры газа перед турбиной, что негативно влияет на КПД высоконагруженной ТВД, поскольку требует усложнения системы охлаждения и увеличения расхода охлаждающего воздуха. Вместе с тем, развитие газотурбинных двигателей по техническим характеристикам и конструкции привело к уменьшению размеров проточной части турбины и создало предпосылки к возникновению эффекта смыкания вторичных вихрей. Особенно это актуально для первого соплового аппарата ТВД. Данный факт необходимо учитывать и стремиться минимизировать при проектировании турбины, когда закладываются потери в лопаточных венцах, еще до начала профилирования лопаток.

Крайне важно определение высоты проточной части, при которой начинает реализовываться взаимодействие вторичных вихрей, при необходимости перехода от одного типа лопаточных венцов турбины к другому. Данная величина называется высотой смыкания вторичных вихрей в турбинной решетке (h_s) [1].

Стандартные подходы к расчету оптимальной высоты лопатки, обеспечивающей смыкание вторичных вихрей в межлопаточном канале соплового аппарата, имеют существенные недостатки. Методика Дейча [2] была разработана для паровых турбин, и оценка производится лишь по одному параметру. Методика Богомолова [1] строится на теории струй и корректно описывает течение в экспериментальной плоской решетке, но для реальной кольцевой решетки не подходит.

Кроме того, сопловой аппарат первой ступени ТВД современных газотурбинных двигателей эксплуатируется в условиях неравномерного потока, формирующегося в камере сгорания (профиль полного давления на входе может существенно варьироваться по высоте лопатки и менять условия обтекания входной кромки соплового аппарата, что отражается на формировании потока в межлопаточном канале).

Поэтому для соплового аппарата первой ступени ТВД необходимо рассчитывать параметр hs, принимая во внимание геометрические особенности профиля, определяемые количеством ступеней турбины, а также с учетом эпюры полного давления на входе.

Коллективом авторов была получена зависимость (1) для определения высоты смыкания вторичных вихрей на основе многочисленных экспериментальных продувок и численных исследований плоских и

кольцевых сопловых решеток различной конфигурации. Введение в эту формулу соответствующих коэффициентов, учитывающих наличие неравномерного поля параметров на входе, а также особенности геометрии профиля, позволит сформировать более точную методику проектирования газовых турбин.

$$\frac{h_s}{b} = \sqrt{\frac{0{,}04}{2\pi}\sin\alpha_1 \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^{0{,}55} \cdot (1+h_v)^{1{,}3} \cdot \left(1+\frac{d_1}{b}\right)^{1{,}5}} \quad (1)$$

где h_s – высота смыкания вторичных вихрей, мм; α_1 – угол выхода потока из решетки, град; t – шаг решетки, мм; b – хорда профиля, мм; d_1 – диаметр входной кромки, мм; h_v – коэффициент, учитывающий уровень неравномерности распределения полного давления на входе.

Исходя из вышеизложенного, представляется обоснованным вывод, что пренебрежение особенностями работы лопаточных венцов турбины в составе ГТД, в частности, неравномерностью потока по полному давлению, может привести к занижению потерь в лопаточных венцах турбины и ошибкам в согласовании работы лопаточных машин. Следовательно, разработка практических рекомендаций по учету входной неравномерности потока при формировании методологии проектирования турбинной ступени и расчете характеристик лопаточных решеток представляет собой актуальную задачу для отечественного двигателестроения.

2 Цели и задачи

Целью представленной работы является совершенствование процесса проектирования газовых турбин путем учета входной неравномерности потока при определении аэродинамических характеристик решеток профилей, работающих в условиях наличия интенсивных вторичных течений.

Задачи:

1) Определить аэродинамические характеристики плоских сопловых решеток при различных неравномерностях по входу.

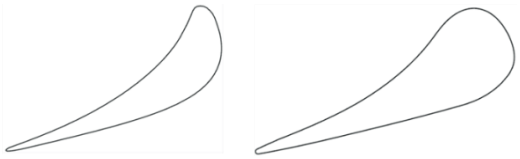
2) Установить характер влияния эпюры полного давления на входе в решетки на распределение потерь и углов потока в решетках сопловых аппаратов различной размерности.

3) Установить характер влияния эпюры полного давления на входе в решетки на локализацию вторичных течений в межлопаточном канале соплового аппарата.

4) Совершенствование процесса проектирования газовых турбин путем учета входной неравномерности потока.

3 Объект и метод исследования

В данной работе рассмотрены два типа профилей, характерных для современных одноступенчатых (**Рис. 1. (а))** – модель 1 и двухступенчатых ТВД (**Рис. 1. (б))** – модель 2.



а) б)

Рис. 1. Профили исследуемых сопловых лопаток первой ступени ТВД

Каждая модель решетки исследовалась в диапазоне высот от 30 мм до 160 мм (диапазон охватывает решетки с практически полным отсутствием взаимодействия вихрей, началом взаимодействия и их полным слиянием) при различных эпюрах полного давления на входе, имеющих характерный размер участка постоянного значения полного давления (**Рис. 2.)**..

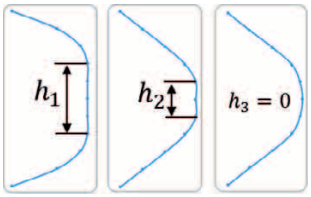


Рис. 2. Эпюры распределения полного давления на входе в исследуемые решетки

Исследование проводилось при помощи численного моделирования. Расчеты выполнены с использованием программного комплекса вычислительной газовой динамики ANSYS CFX 20R2. Конечно-элементная модель, представляющая собой структурированную гексагональную сетку блочного типа, генерировалась в автоматическом сеточном генераторе для турбомашин NUMECA Autogrid5. Количество элементов и слоев сетки для каждой расчетной модели различное и зависит от высоты решетки, количество слоев по высоте подбиралось из условия сохранения их плотности по высоте проточной части.

Условия проведения трехмерных численных расчетов следующие:

- рассматривалось пространственное течение вязкого сжимаемого теплопроводного турбулентного газа;
- использовались зависимости свойств реального газа от температуры;
- теплоемкость газа рассматривалась как полином от температуры;
- модель турбулентности принята SST.

Моделирование для обеих решеток проводилось для двух перепадов давления, соответствующих числу Маха на выходе из решетки M_2 = 0,15 и M_2=0,8.

Для количественной оценки степени аэродинамического совершенства решеток использовался коэффициент потерь кинетической энергии:

$$1 - \frac{W_2^2}{W_{2t}^2} = \varsigma \qquad (2)$$

где W_2, W_{2t} – действительная и теоретическая скорости потока за решеткой.

4 Результаты исследования

На **Рис. 3.** показано распределение потерь кинетической энергии и углов потока за решетками для рассматриваемых вариантов при постоянном значении полного давления на входе.

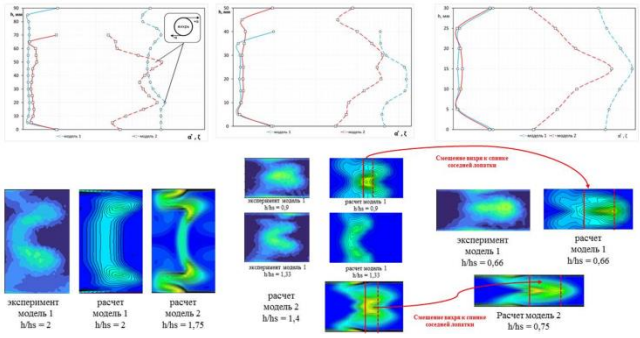


Рис. 3. Распределение потерь кинетической энергии и углов выхода потока при постоянном значении полного давления на входе

В аэродинамически длинных решетках имеют место две локальные зоны повышенных потерь, связанные с канальными вихрями в межлопаточном канале. При уменьшении высоты проточной части решеток локальные максимумы потерь и углов сближаются в области среднего по высоте сечения решетки. С определенной высоты рабочей части начинается увеличение потерь в закромочном следе, расширяется его область. Именно данную размерность решетки следует считать началом слияния вихрей, хотя напрямую в решетке они еще не взаимодействуют. При h/hs = 0,9 для модели 1 и h/hs = 1,4 для модели 2 области вторичных течений приближены друг к другу вплотную, что говорит о начале интенсивного взаимодействия. По представленному распределению практически невозможно определить кромочный след и его параметры, следовательно, невозможно выделить профильные потери в принципе. В данном случае уже реализуется взаимодействие вторичных вихрей ядрами.

Картина распределения потерь для h/hs = 0,66 для модели 1 и h/hs = 0,75 для модели 2 соответствуют развитому смыканию вторичных вихрей. Область повышенных потерь находится в центре межлопаточного канала и отходит от спинки лопатки в середину потока.

Распределение углов выхода потока из решетки коррелируется с распределением потерь. Аналогично наблюдаются две зоны с повышенными значениями углов выхода потока. Увеличение значений углов во внутренней области межлопаточного канала связано с воздействием на поток канального вихря, который увеличивает угол выхода потока во внутренних областях и уменьшает в пристеночных.

Сравнивая потери в модели 1 при различных эпюрах полного давления на входе (**Рис. 4.**), можно установить, что уменьшение зоны постоянного значения полного давления сопровождается сближением канальных вихрей и ростом потерь в приторцевых областях, что особенно заметно на решетке высотой 30 мм.

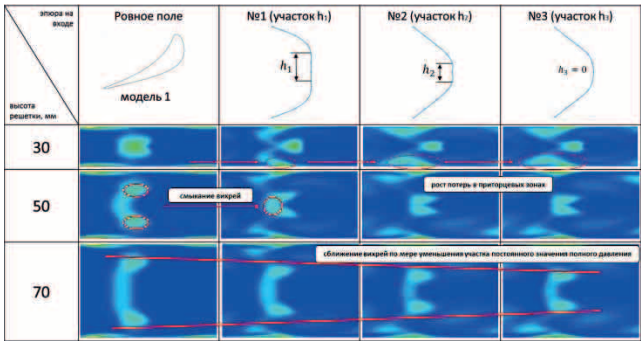


Рис. 4. Распределение потерь кинетической энергии при наличии неравномерности на входе для модели 1

Для модели 2 характер движения канальных вихрей зависит от высоты решетки (**Рис. 5.**). На высоте 30 мм он схож с моделью 1. Обратный эффект наблюдается на решетке высотой 50 мм, где наличие любой входной неравномерности размыкает вихри. Положение вихрей на решетке 70 мм слабо зависит от наличия входной неравномерности, лишь несколько увеличиваются потери в ядре потока.

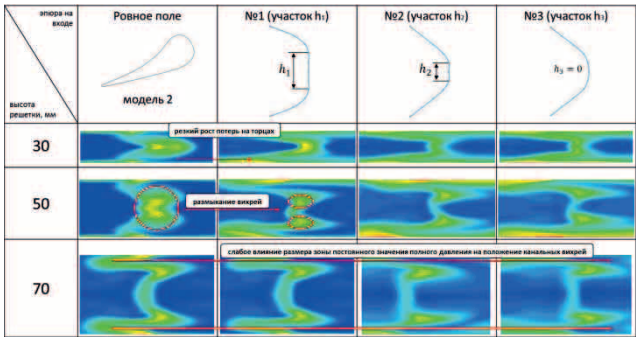


Рис. 5. Распределение потерь кинетической энергии при наличии неравномерности на входе для модели 2

При анализе осредненных характеристик потока установлено, что при подходе к высоте начала смыкания канальных вихрей наличие входной неравномерности потока оказывает все большее влияние на аэродинамические характеристики потока. Так для угла выхода потока увеличивается разница в

показателях по сравнению с ровным полем на входе в решетку, которая может достигать до 6 градусов, что для разработки конструкции турбинной ступени является критичным и не может не учитываться при проектировании лопаток рабочего колеса.

На **Рис. 6** и **Рис. 7** представлены суммарные потери и углы выхода потока, полученные осреднением по расходу для одного межлопаточного канала. Распределения потерь энергии и углов имеют для рассматриваемых моделей общий закон при различных значениях числа Маха. Можно сделать вывод о том, что такие зависимости перемещаются эквидистантно друг относительно друга при различных перепадах. Этот факт позволяет получать характер распределения потерь полной энергии и угла выхода на малом перепаде, качественно повторяющее таковое на большем, что особенно актуально для экспериментов на низконапорных стендах.

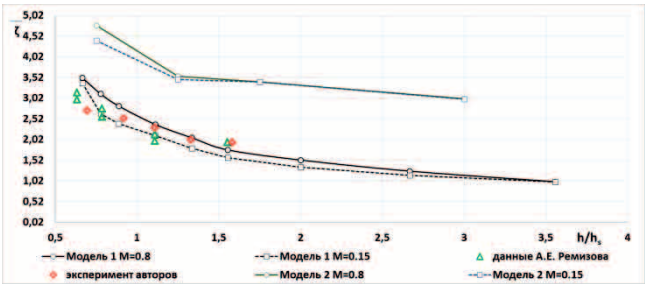


Рис. 6. Зависимость осредненных потерь от высоты решетки

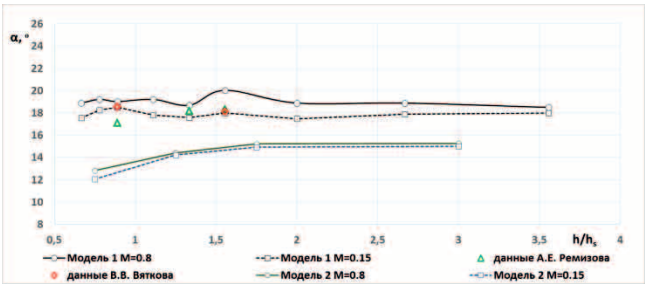


Рис. 7. Зависимость осредненного угла выхода потока от высоты решетки

3 Заключение

Анализ полученных результатов позволяет сформулировать следующие заключения:

1) Неравномерность параметров потока на входе в решетку СА первой ступени ТВД приводит к изменению вида ее аэродинамических характеристик. Происходит перераспределение величины потерь кинетической энергии и углов потока по высоте решетки. Эти факторы влияют на режим обтекания РК и КПД турбины. Вторичные вихри изменяют свое положение в межлопаточном канале СА.

2) В условиях неравномерного входного потока высота проточной части решетки, при которой достигается эффект смыкания вторичных вихрей, в зависимости от типа профиля СА может как увеличиваться, так и уменьшаться относительно условий равномерного поля на входе.

3) Неравномерность полного давления на входе в СА значительно увеличивает области недокрутки и перекрутки потока от канального вихря, что приведет к изменению углов атаки на РК.

4) Значение суммарных потерь в решетке практически не зависит от степени неравномерности входных параметров.

5) Характер распределения вторичных потерь определяется типом профиля и особенностями входной неравномерности. На стадии начального проектирования указанные аспекты могут быть учтены посредством введения специальных коэффициентов в расчетную формулу авторов. Однако для точной оценки величин этих коэффициентов необходимы дополнительные исследования, охватывающие различные типы профилей и распределение полного давления. Таким образом, дальнейшее развитие исследований в указанной области представляется актуальным.

6) Игнорирование данного фактора на ранних этапах проектирования может привести к необходимости доводки всей турбины или раскрытию горла соплового аппарата на уже выполненном двигателе, что нежелательно для высокоперепадных ТВД.

Список использованных источников

[1] Е.Н. Богомолов О смыкании зон вторичных течений в турбинных решетках и его влиянии на концевые потери // Изв. вузов. Авиационная техника, 1991, №3, С. 25 – 31.

[2] М.Е. Дейч, Г.А. Зарянкин, М.Ф. Филиппов, А.Е. Зацепин Методы повышения КПД ступеней турбины с малыми высотами лопаток // Теплоэнергетика, 1960, №2, С. 18 - 24.

ПРОБЛЕМА РАСЧЕТА ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СРЕДСТВАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГАЗОДИНАМИКИ

М.Г. Черкасова
АО «Силовые машины», г. Санкт-Петербург

Для обеспечения работоспособности лопаток ГТУ, работающих при температурах газа 1500ºС и более применяется охлаждение, в частности, конвективно-пленочное. Процесс выпуска воздуха на наружную поверхность лопатки, образование пелены и последующее смешение воздуха с газом не удается достоверно численно смоделировать. Воздушная пелена на наружной поверхности лопатки сильно зависит от сеточной дискретизации и настроек решателя. Использование рекомендованных настроек для задачи конвективного теплообмена приводит к наличию излишне интенсивной пелены вдоль всего пера лопатки, что противоречит экспериментальным данным. Вопрос численного моделирования пелены на поверхности лопатки остается актуальным.

ISSUES OF FILM COOLING SIMULATION BY CFD METHODS

Cherkasova M.G.
JSC «Power machines», Saint-Petersburg

To ensure the operability of gas turbine blades operating at temperatures of 1500ºC and higher convective-film cooling is used. The process of air injection onto the outer surface of the blade, the formation of a film and the subsequent mixing of cooling air with hot gas cannot be numerically modeled using common turbulence models. The film on the vane surface strongly depends on the grid discretization and solver settings. Using the recommended grid and solver settings for the convective heat transfer simulations leads to the presence of an excessively intense film along the entire vane, which contradicts the experimental data. The issue of numerical modeling of the film cooling vanes remains relevant.

1 Введение

В газотурбинных установках сопловые лопатки первой ступени турбины работают при температурах 1500ºС и более. Для обеспечения работоспособности лопаток применяется охлаждение. На сегодняшний день наиболее эффективным является конвективно-пленочное охлаждение. Конвективная составляющая конвективно-пленочного охлаждения хорошо изучена и довольно точно моделируется различными средствами вычислительной аэродинамики. Напротив, процесс выпуска воздуха на наружную поверхность лопатки, образование пелены и последующее смешение воздуха с газом не удается численно смоделировать с использованием общепринятых моделей турбулентности. Результаты расчетов не подтверждаются результатами экспериментов.

При изготовлении сопловой лопатки с пленочным охлаждением существуют ограничения при прожиге отверстий обусловленные особенностью конструкции полок лопатки. Эти ограничения приводят к невозможности изготовления отверстий, направленных под одним углом к перу лопатки по всей ее высоте. В среднем сечении отверстия направлены друг на друга (рис. 1). Воздух, выходящий из встречно направленных отверстий может образовывать захоложенные области и формировать вихревые жгуты, распространяющиеся вдоль пера лопатки. Локальные минимумы и максимумы температуры на поверхности лопатки оказывают значительное влияние на ее прочность, поэтому должны быть учтены при проектировании системы охлаждения.

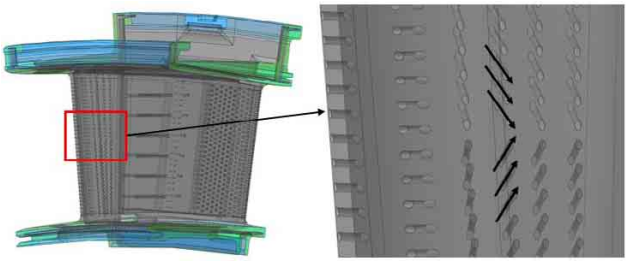


Рис. 1. Исследуемая геометрия лопатки

Экспериментальные исследования пленочного охлаждения для каждой отдельной лопатки турбины являются дорогостоящими и имеют ограничения, не позволяющие определить все необходимые параметры теплового состояния лопатки. Целесообразно использовать вычислительные средства для моделирования тепло-гидравлического состояния лопатки. Данная работа направлена на поиск

параметров решателя, которые позволили бы численно смоделировать конвективно-пленочное охлаждение лопатки газовой турбины средствами вычислительной аэродинамики.

2 Предварительное исследование

Сопряженный тепло-гидравлический расчет сопловой лопатки является трудоемким и ресурсоемким, что усложняет итерационный процесс подбора параметров решателя. В связи с этим предварительно проводилось исследование для упрощенной геометрии в виде плоской пластины. В рамках анализа открытых источников публикаций, посвящённых экспериментальному и расчётному исследованию плёночного охлаждения на плоской пластине, в качестве данных для валидации расчётной модели выбраны источники [1, 2].

Оценивалось влияние ряда сеточных параметров и настроек решателя, такие как сеточная дискретизация, размер и количество ячеек, Y+, число слоев пограничного слоя, модель турбулентности.

Обобщение полученных результатов (рис. 2) показывает, что чем ниже качество и подробность разрешения сеточной модели и чем проще модель турбулентности, тем ближе результаты расчетов к результатам эксперимента. Это обстоятельство приводит к отсутствию сеточной сходимости для данного типа задач и делает невозможным правдоподобное численное моделирование без экспериментального подтверждения. Ни один из результатов не дал значения θ близкого к экспериментальному вблизи отверстия. Расчетные модели не повторяют экспериментальный процесс смешения основного газа и охлаждающего воздуха, что приводит к тому, что результаты расчета и эксперимента начинают сходиться только на расстоянии 13 диаметров отверстия от места выпуска воздуха. Такое расстояние неприемлемо, так как ряды отверстий на лопатках газовых турбин могут располагаться на расстоянии 3-5 диаметров друг от друга.

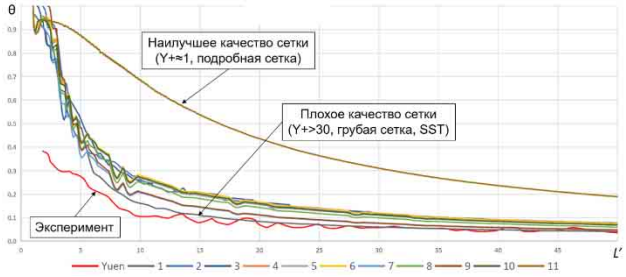


Рис. 2. Эффективность охлаждения для всех исследованных вариантов

3 Расчетно-экспериментальное исследование сопловой лопатки

Расчетно-экспериментальное исследование проводилось на сопловой лопатке с конвективно-пленочным охлаждением типичным для высокотемпературных газовых турбин. Отличительной особенностью геометрии охлаждающих отверстий являлось встречное направление отверстий относительно среднего радиуса лопатки (рис. 1).

Экспериментальные исследования теплового состояния лопаток турбины лимитированы диапазоном рабочих температур измерительной аппаратуры и, как правило, проводятся при температуре газа не превышающей 1000ºС. Полученное тепловое состояние лопатки обезразмеривается через коэффициент эффективности охлаждения и экстраполируется на более высокие температуры газа.

Расчет проводился в ANSYS CFX для двух вариантов сеточной модели – грубой и подробной: число узлов на 1 лопатку и межлопаточный канал – 29 млн и 67 млн элементов соответственно; Y+ меньше 2.5 для двух вариантов; модель турбулентности k-E и SST соответственно; Transition Ratio 0.27 для двух вариантов; число слоев в пограничном слое 8 и 12 соответственно.

Аналогичные результаты показало расчетно-экспериментальное исследование сопловой лопатки с конвективно-пленочным охлаждением (рис. 3). Воздушная пелена на наружной поверхности лопатки сильно зависит от сеточной дискретизации и настроек решателя. Использование рекомендованных настроек сетки и решателя для задачи конвективного теплообмена приводит к наличию излишне интенсивной пелены воздуха вдоль всего пера лопатки, что противоречит экспериментальным данным.

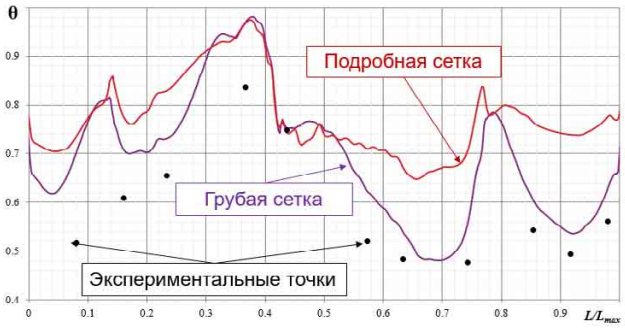


Рис. 3. Распределение θ вдоль среднего сечения лопатки

4 Заключение

Проведенные расчетные и экспериментальные исследования показали, что на сегодняшний день,

результат численного моделирования процесса выпуска воздуха на наружную поверхность лопатки и последующее смешение воздуха с газом не повторяет экспериментальных данных. Задача конвективно-пленочного охлаждения лопаток газовых турбин не может быть решена путем численного моделирования с использованием общепринятых моделей турбулентности, а ПО на основе эмпирических данных не теряет своей актуальности.

Ограничения при экспериментальных исследованиях не позволяют точно воспроизвести условия работы двигателя, что приводит к ряду упрощений и допущений. Количество датчиков, используемых в эксперименте, также, ограничено. Получить подробную картину течения и теплового состояния лопатки на стенде не представляется возможным, поэтому вопрос возможности качественного численного моделирования крайне актуален.

Результаты данной работы показывают, что для прикладных задач крайне актуально развитие моделей, которые будут качественно предсказывать точку ламинарно-турбулентного перехода и процесс смешения двух рабочих тел, обладая при этом умеренной ресурсоемкостью..

Список использованных источников

[1] C.H.N. Yuen, Martinez-Botas., Film Cooling Characteristics of a Single Round Hole at Various Streamwise Angles in a Crossflow: Part I Effectiveness, International Journal of Heat and Mass Transfer, Volume 46 (2003) 221-235.

[2] C.H.N. Yuen, Martinez-Botas, Film Cooling Characteristics of Rows of Round Holes at Various Streamwise Angles in a Crossflow: Part I. Effectiveness, International Journal of Heat and Mass Transfer, Volume 48 (2005) 4995-5016.

РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО ФОРМИРОВАИЮ ЧИСЛЕННЫХ МОДЕЛЕЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ ОСЕВЫХ МИКРОТУРБИН

А.И. Щербань[1], В.Н. Матвеев[1], В.М. Зубанов[1], И.М. Ильин[1]
[1] Самарский университета им. Королева, Самара

В работе приведено описание разработки рекомендаций по формированию численных моделей рабочего процесса лопаточных венцов осевых микротурбин. Численное моделирование выполнено в программных комплексах NUMECA FINE/Turbo и Ansys CFX. Расчётные зависимости коэффициента скорости от изоэнтропического числа Маха в сечении на выходе из соплового аппарата осевой микротурбины сопоставлены с экспериментальными данными. Выполнены исследования по влиянию настроек численной модели на погрешности определения характеристик соплового аппарата и скорость расчета. Полученные рекомендации позволяют быстро и с наибольшей точностью формировать эффективные численные модели рабочего процесса осевых микротурбин, учитывающие особенности, обусловленные малой высотой лопаток турбин данного типа.

DEVELOPMENT OF RECOMMENDATIONS ON THE FORMATION OF NUMERICAL MODELS OF THE WORKING PROCESS OF BLADE OF AXIAL MICROTURBINES

A.I. Shcherban[1], V.N. Matveev[1], V.M. Zubanov[1], I.M. Ilin[1]
[1] Samara National Research University, Samara, Russia

This paper describes the development of recommendations for the numerical model of the working process of blade rings of axial microturbines. Numerical modeling was performed in the NUMECA FINE/Turbo and Ansys CFX software packages. Based on the calculation results, the dependence of the velocity coefficient on the isentropic Mach number in the section at the outlet of the axial microturbine nozzle vane is constructed and compared with experimental data. In addition, studies have been carried out on the effect of the numerical model settings on the errors in determining the characteristics of the axial microturbine nozzle vane and the calculation time. The recommendations obtained make it possible to quickly and accurately generate effective numerical models of the axial microturbine flow path, considering the features caused by the low height of the turbine blades of this type.

1 Введение

Все более широкое применение в различных отраслях техники находят осевые микротурбины (ОМТ), характеризующиеся малыми объемными расходами рабочего тела в сочетании с высокими перепадами энтальпий. ОМТ с выходной мощностью до 10 кВт используются в силовых установках летательных аппаратов в качестве главных двигателей, а также в агрегатных турбинах в качестве двигателей быстроходных электрических генераторов, в системах кондиционирования воздуха, агрегатов систем ориентации и стабилизации и других систем летательных аппаратов и их двигателей.

В настоящее время остро стоит задача по совершенствованию рабочего процесса ОМТ. Совершенствование рабочего процесса ОМТ *экспериментальным* путём сопровождается проблемами измерения параметров в каналах малых размеров. Изучить подробнее рабочие процессы ОМТ возможно с помощью *численных моделей*. Но при проектировании и оптимизации турбин их численные модели должны удовлетворять условиям высокой точности описания рабочих процессов, происходящих в турбине, и обладать небольшой ресурсоёмкостью.

Необходимо обращать особое внимание на правильную настройку параметров численных моделей рабочего процесса турбин. В работах [1 – 4] представлены рекомендации по настройкам численных моделей рабочего процесса осевых неохлаждаемых турбин с аэродинамически длинными лопатками, вторичные вихри в которых не смыкаются. Однако лопатки ОМТ имеют небольшую относительную высоту лопаток h/Dcp (аэродинамически короткие лопатки). В таких лопатках, из-за небольшой высоты профиля, происходит смешение зон ядра потока и вторичных течений.

Важным критерием при создании численных моделей рабочего процесса ОМТ является вид

расчётного исследования. Принципиально различают оптимизационные и поверочные расчёты. Оптимизационные модели используются для оценки параметров большого числа вариантов компоновок ОМТ. Оптимизационные численные модели рабочего процесса турбин должны иметь минимальное время расчета. Поверочные модели должны прогнозировать детальную структуру потока и параметры ЛВ ОМТ при минимальных погрешностях вычисления параметров. В литературных источниках не представлены в явном виде рекомендации по настройке численных моделей таких лопаток.

В связи с этим целью настоящего исследования является разработка рекомендаций по настройке численных моделей рабочего процесса лопаточных венцов (ЛВ) ОМТ с аэродинамически короткими лопатками, предназначенных для выполнения оптимизационных и поверочных расчетов.

2 Описание численной модели

Объектом исследования является сопловой аппарат (СА) ОМТ с h/Dср=0,027, ранее испытанный в Самарском университете. На основании геометрии лопатки и стенда была создана численная модель СА ОМТ (рис. 1). Базовая численная модель соответствовала конфигурации стенда и включала в себя домены: СА, колесо-ловушку, расположенную за СА, а также учитывала наличие перекрыш и перетечек над колесом-ловушкой. Сеточная модель базовой численной модели СА ОМТ в двухмерной сетке межлопаточного канала (B2B1) имела около 21000 элементов, параметр $y+_{B2B1}$=1, коэффициент роста ячеек по высоте проточной части ER=1,2, максимальное удлинение ячеек по высоте MR=100.

В качестве граничных условий на входе задавались полные давление и температура, на выходе – статическое давление p=101325 Па. Рабочее тело - воздух (идеальный газ со свойствами, зависящими от температуры). Режим работы СА ОМТ регулировался с помощью изменения значений полного давления на входе в СА.

Расчет характеристик СА ОМТ проведен в программных комплексах NUMECA FINE/Turbo и Ansys CFX в трёхмерной постановке. Для базовой численной модели использовались модели турбулентности Spalart-Allmaras и k-ω SST для моделирования рабочего процесса СА ОМТ в Numeca и Ansys CFX соответственно.

Выбор двух разных программных комплексов для численного моделирования был обусловлен возможностью выявления ошибок на ранних стадиях моделирования, детального анализа расчетов и улучшения качества получаемых данных.

По результатам обработки расчетов базовых численных моделей была получена зависимость коэффициента скорости СА от изоэнтропического числа Маха в сечении на выходе из СА $\varphi_{CA} = f(M_{1из})$. Полученная расчетная зависимость была сопоставлена с экспериментальной (рис. 2). Расчётные зависимости находится в пределах экспериментальной погрешности.

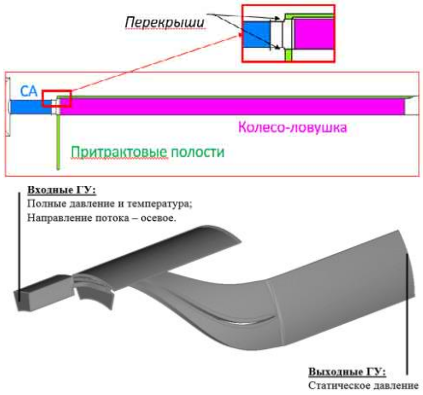


Рис. 1. Численная модель СА ОМТ

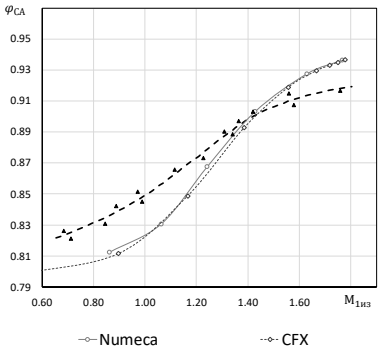


Рис. 2. Расчет характеристики СА ОМТ в ПК Ansys CFX и Numeca

3 Исследование влияния параметров сеток и моделей турбулентности на эффективность моделирования рабочего процесса в ЛВ ОМТ

Результаты расчёта характеристики соплового аппарата с использованием базовой расчётной сетки и пяти моделей турбулентности (k-ε Extended Wall Function, Shear Stress Transport (SST) Extended Wall Function, Spalart-Allmaras, Shear Stress Transport (SST), k-ε (Low Re Yang-Shih)) показали, что все расчётные характеристики вида $\varphi_{CA} = f(M_{1из})$ лежат в пределах погрешности эксперимента (рис. 3), однако наибольшая скорость расчёта обеспечивается при использовании модели турбулентности *Spalart-Allmaras (SA)*. При этом наименьшее значение параметра *qMSE*, характеризующего абсолютную погрешность расчётного определения коэффициента скорости φСА, достигается при использовании модели турбулентности *k-ε (Low Re Yang-Shih)*. Учитывая погрешность определения характеристики СА и скорости расчёта, в дальнейшем для оптимизационных

исследований было принято использовать модель турбулентности *Spalart-Allmaras (SA)*, а для поверочных – модель турбулентности *Spalart-Allmaras* и *k-ε (Low Re Yang-Shih)*.

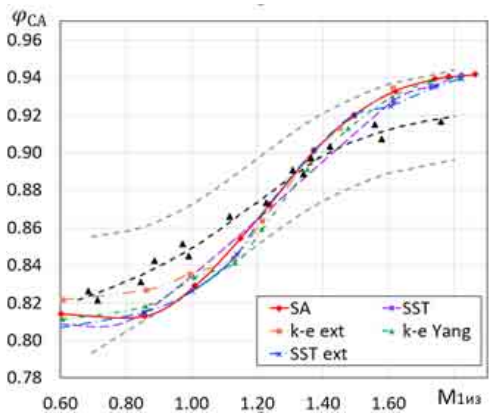


Рис. 3. Результаты моделирования рабочего процесса СА с использованием базовой сетки и различных моделей турбулентности

На следующем этапе работ с использованием разработанной модели выполнялись исследования по влиянию числа элементов двухмерной сетки межлопаточного канала B2B на погрешности определения характеристик СА ОМТ (рис. 4). Количество элементов 2D-сетки B2B менялось от 6700 до 89000, использовалась модель турбулентности *Spalart-Allmaras*. Характеристики, полученные с использованием двухмерных сеток B2B-2 и B2B-1 в области изоэнтропического числа Маха $M_{1из}$=0,8 выходят за границы предельной погрешности эксперимента. Изменение двухмерной сетки не оказало влияния на характер рассчитываемой характеристики.

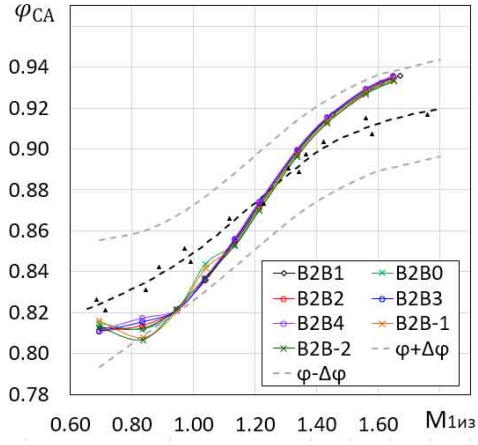


Рис. 4. Исследование влияния числа элементов двухмерной сетки межлопаточного канала B2B на характеристику СА $\varphi_{CA} = f(M_{1из})$

С целью исследования количественного влияния числа элементов двухмерной сетки B2B на погрешности определения характеристик СА были построены зависимости рассчитываемого коэффициента скорости СА от количества элементов двухмерной сетки при различных изоэнтропических числах Маха на выходе из СА (рис. 5). Установлено, что с увеличением числа элементов двухмерной сетки свыше 34 600 (B2B2) количественное влияние числа элементов двухмерной сетки на коэффициент скорости φ_{CA} становится несущественным.

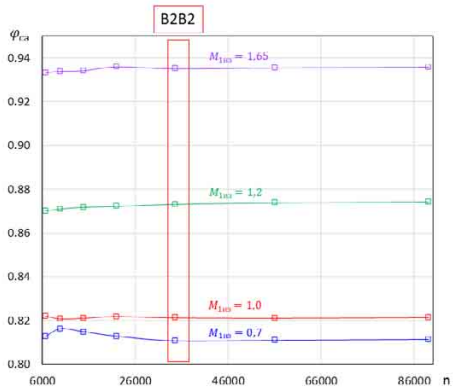


Рис. 5. Исследование влияния числа элементов двухмерной сетки межлопаточного канала B2B на φCA при различных $M_{1из}$

Относительные и абсолютные погрешности определения коэффициента скорости φCA изменялись в диапазоне от 1,60% до 1,76% и в диапазоне от 0,0140 до 0,0154 соответственно, что свидетельствует о несущественном влиянии φCA от количества элементов в B2B. Однако при снижении числа элементов двухмерной сетки до 6700 происходит ускорение расчёта в 3 раза. При увеличении числа элементов в B2B прогнозируется более полная картина структуры потока (рис. 6).

Таким образом, для оптимизационных расчётов стоит применять сетку B2B0 (14900 элементов), поскольку она существенно сокращает время расчёта при обеспечении удовлетворительной точности определения φ_{CA}. Для поверочных расчётов стоит применять сетку B2B2 (34600 элементов), так как она даёт возможность детально воспроизводить картину потока по высоте проточной части СА.

Также было выполнено исследование по влиянию параметров распределения элементов по высоте проточной части на эффективность моделирования рабочего процесса соплового аппарата осевой малоразмерной турбины (рис. 7). Выполнено исследование следующих параметров, влияющих на распределение ячеек по высоте: коэффициент роста ячеек по высоте проточной части ER_{FP} и максимальное удлинение ячеек по высоте MR_{FP}. Были созданы расчетные сетки с параметрами ER_{FP}: 1,05; 1,1; 1,15; 1,2 и MR_{FP}: 100, 50, 25 и 15. Практически все полученные расчётные характеристики вида

$\varphi_{CA} = f(M_{\text{из}})$ с использованием модели турбулентности *SA* оказались адекватны экспериментальным данным (рис.7) и качественно их повторяют.

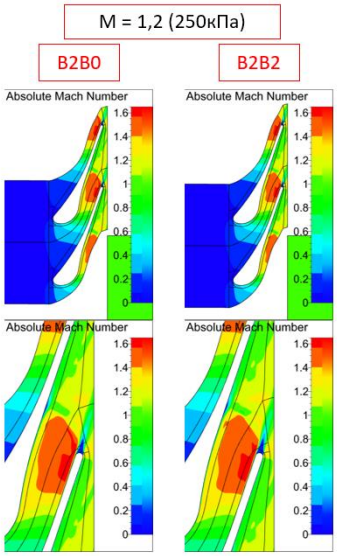


Рис. 6. Сравнение поля числа Маха в среднем сечении СА, полученных с использованием различных двумерных сеток межлопаточного канала

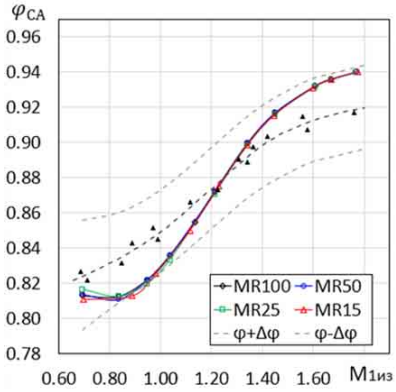


Рис. 7. Сопоставление экспериментальных и расчётных характеристик СА, полученных с использованием модели турбулентности Spalart-Allmaras и различных значений параметра MR_{FP}

Параметры MR_{FP} и ER_{FP} существенно влияют на ускорение расчета. При уменьшении значения параметра MR_{FP} от 100 до 15 скорость расчета уменьшилась в 2 раза. При уменьшении значения параметра ER_{FP} с 1,2 до 1,1 ускорение расчета снизилось примерно в 1,5 раза.

На основании выполненных исследований были разработаны следующие рекомендации по настройке численных моделей рабочего процесса ОМТ:

1. Для выполнения поверочных расчётов необходимо использовать модель с двухмерной сеткой *B2B2* и параметрами MR_{FP}=50, ER_{FP}=1,1, $y^{+}_{B2B1} = 1$, модель турбулентности *Spalart-Allmaras* или *k-ε (Low Re Yang-Shih)*.

2. Для выполнения оптимизационных расчётов следует использовать модель с двухмерной сеткой *B2B0* и параметрами MR_{FP}=50, ER_{FP}=1,2, $y^{+}_{B2B1} = 1$, модель турбулентности *Spalart-Allmaras*.

4 Заключение

В результате проведенного исследования были разработаны рекомендации по настройке параметров численных моделей рабочего процесса сопловых аппаратов осевых малоразмерных турбин, предназначенных для поверочных и оптимизационных исследований, учитывающие сложную структуру потока в малоразмерных межлопаточных каналах и смыкание вторичных вихрей.

Дальнейшее исследование будет направлено на изучение параметров расчетных настроек модели ступени осевой микротурбины.

Список использованных источников

[1] Попов Г.М., Матвеев В.Н., Колмакова Д.А., Волков А.А., Горячкин Е.С. Оптимальные настройки численных моделей газового потока в осевых неохлаждаемых турбинах // International Conference on Aviation Motors – ICAM 2020 Moscow, Russia, May 18–21, 2021.T.1, С. 426-430.

[2] Baturin O., Kolmakova D. A. , Krivcov A. V. etc. Estimation of the hydraulic losses in the work shaft of a gas turbine engine of a gas compressor unit under various operating conditions // AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition, 2019.

[3] Marchukov E., Egorov I., Goriachkin E. etc. Numerical Modeling of the Axial Turbine Workflow to Improve Its Efficiency // Proceedings - 2019 21st International Conference "Complex Systems: Control and Modeling Problems", CSCMP 2019. — 2019. — Vol. 2019-September. — P. 509-513.

[4] Матвеев В.Н., Шаблий Л.С., Кривцов А.В. и др. Методика моделирования рабочего процесса двухступенчатого насоса с гидроприводом первой ступени // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение.. — 2016. — Т. 15. № 4. — С. 102-113.

[5] Попов Г.М., Горячкин Е.С., Зубанов В.М. и др. Верификация численной модели двухступенчатой турбины высокого давления современного ГТД для гражданской авиации // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. — 2022. — № 3 (62). — С. 7-15.

МОДЕЛЬ ТЕЧЕНИЯ В МЕЖЛОПАТОЧНОМ КАНАЛЕ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ ГТД В РАМКАХ ПОДХОДА ЭНТРОПИЙНОГО АНАЛИЗА

А.Н. Сутягин[1], С.Е. Белова[1]
[1] РГАТУ имени П.А. Соловьева, Рыбинск

Течение в межлопаточном канале охлаждаемой турбинной решетки газотурбинного двигателя – сложный процесс, на который оказывает влияние целый ряд факторов, как разрозненных, так и взаимосвязанных между собой. На данный момент не существует полностью корректной математической модели, точно описывающей этот процесс. Вместе с тем его прогнозирование крайне важно для проектирования турбины и сокращения времени её испытания и доводки. Изучение течения в рамках методов энтропийного анализа позволит описывать и прогнозировать течение в межлопаточном канале с высокой степенью точности.

MODEL OF THE FLOW IN THE INTERBLADE CHANNEL OF A GAS TURBINE ENGINE TURBINE BLADE GRID AS A SUBGECT OF THE ENTROPY ANALYSIS

A.N. Sutyagin[1], S.E. Belova[1]
[1] RSATU, Rybinsk, Russia

The flow in the interblade channel of a cooled turbine blade grid in a gas turbine engine is a complex process influenced by a number of factors, both disparate and interrelated. Currently, there is no fully correct mathematical model that accurately describes this process. However, its prediction is crucial for turbine design and reducing the time required for testing and fine-tuning. Studying the flow within the framework of entropy analysis methods will enable describing and predicting the flow in the interblade channel with a high degree of accuracy.

1 Введение

Течение в межлопаточном канале характеризуется значительным влиянием вторичных течений, от которых зависит аэродинамическое совершенство решетки профилей и во многом – эффективность системы охлаждения.

Пограничный слой перед решеткой сворачивается в систему вихрей, которая, попадая в межлопаточный канал, образует подковообразный вихрь, ветви которого простираются вдоль спинки и корытца лопаток. Ветви, стелящиеся вдоль спинки и корытца соседних лопаток, соединяются, образуя канальный вихрь. Если рассматривать сопловой аппарат, то описанный процесс происходит на обеих торцевых полках, т. о. канальных вихрей образуется два. В зависимости от высоты решетки эти вихри либо распространяются независимо друг от друга, либо находятся во взаимодействии (слабом при более высоких лопатках, сильном – при небольших высотах решетки, в этом случае вихри начинают взаимодействовать ядрами и могут разрушиться).

Помимо канальных вихрей при изучении течения в межлопаточном канале следует учитывать явление стекания пограничного слоя со спинки лопатки, отрывные явления, действие угловых вихрей.

Представляется интересным и важным для практики создание цельной модели течения в межлопаточном канале турбинной решетки, которая позволяла бы исследовать влияние многочисленных геометрических и физических параметров на характеристики турбинной решетки.

Но сложность самого процесса течения и сложность взаимовлияний различных факторов на него и элементов течения друг на друга делают эту задачу практически нерешаемой в рамках системного анализа.

2 Математическая модель

В настоящее время сложными системами занимается преимущественно системный анализ. Согласно общей концепции системного анализа, «модель сложной системы должна учитывать общесистемные закономерности» [1]. Однако, несмотря на достаточное количество работ по этой

тематике, сегодня так и не создано общей теории моделирования сложных систем.

Рассмотрим проблематику системного моделирования на примере работы [2]. Авторы приводят следующие рекомендации по практическому применению положений общей теории систем:

1) необходимо опираться на основные понятия теории систем и философские концепции, лежащие в основе исследования общесистемных закономерностей;

2) следует производить структуризацию целей;

3) основной методикой применения системного анализа является постепенная формализация частных задач;

4) целесообразно проводить рекурсивное улучшение частных моделей;

5) адекватность частных моделей должна доказываться последовательно по мере их формирования.

Суть подхода заключается в формализации частных моделей. Однако здесь нет системных и конструктивных рекомендаций для движения от частного к общему.

В работе [3] автор, рассматривая вопрос описания объекта моделирования как наиболее важного этапа построения модели сложной системы, обращает внимание на следующие моменты:

1) выбор показателей качества, отражающих цели моделирования;

2) определение управляющих переменных, выбор состава контролируемых характеристик объекта моделирования;

3) детализация описания функционирования системы;

4) представление информации о воздействии внешней среды.

В качестве одного из направлений исследования сложных систем хороший результат может дать энтропийное моделирование. Энтропия является универсальным физическим параметром, позволяющим объединять различные проявления физического мира в единое целое, то есть служить общим знаменателем. В самом общем виде под энтропией понимают меру рассеяния энергии и увеличения форм беспорядка.

Известно, что энтропия является фундаментальным свойством любых систем с неоднозначным, или вероятностным, поведением. Понятие энтропии достаточно гибкое, чтобы допускать четкую интерпретацию в терминах того раздела науки, где применяется. Энтропия все более часто используется в науке для описания структурной организации и дезорганизации, степени разрушения связей между элементами системы. Поэтому представляется, что «энтропия может выступать в роли универсального параметра и идеально подходит для решения рассматриваемых задач о поведении сложных стохастических систем» [4].

Таким образом, энтропия как общесистемный фактор способна удовлетворять требованиям к моделям сложных систем. Поэтому энтропийное моделирование можно отнести к числу перспективных и актуальных направлений исследования сложных систем, которое целесообразно применить к сложным техническим объектам, например, таким как турбина газотурбинного двигателя.

Если рассмотреть турбину газотурбинного двигателя (ГТД) как систему, то её можно отнести к открытой сложной системе. Очевидно, что открытые системы обмениваются с окружающей средой энергией и веществом [5]. Во входное сечение турбины подается горячий газ, из последней ступени газ подается через сопло в атмосферу, а теплоотвод от турбины идет и через корпуса, т.е. имеется оба фактора, относящие турбину к открытым системам.

Признаки систем по А.Н. Тырсину [5]:

1) система обладает новыми свойствами по сравнению с элементами, из которых она состоит;

2) система есть организационное единство элементов. Нарушение взаимосвязей приведет к разрушению системы;

3) системы создаются для достижения какой-либо цели, для решения определенных задач. Не существует систем, не предназначенных ни для чего, не решающих никаких задач. Любая система имеет свое предназначение.

Если рассматривать турбину ГТД как систему, то она вполне удовлетворяет этой серии признаков. Соответствие признакам:

1) рабочее колесо имеет одни свойства, сопловой аппарат – другие, а ступень обладает собственными аэродинамическими свойствами;

2) да, нарушение связей между деталями разрушает ступень;

3) цель ступени турбины – преобразование энергии рабочего тела в механическую работу вращения ротора.

Если полагать, что турбина – это сложная система, то ступени будут выступать подсистемами.

Сложная система – это система, в которой изолированное рассмотрение систем невозможно или приводит к ошибочным выводам. Сложные системы отличаются разнообразием внутренних связей, но допускают их описание.

Например, Черняк Ю.И. [6] называет сложными системами те, которые нельзя скомпоновать из

некоторых подсистем. Турбину нельзя скомпоновать, например, только из колес ротора.

Пригожиным И.Р. [7] сформулирована идея, что «при объединении частиц в систему у последней появляются новые (системные) свойства, которые отсутствуют у каждой из частиц, взятой в отдельности, при этом также имеется в виду, что если мы знаем свойства каждой частицы, то исходя только из этого знания, нам не удастся предсказать все свойства системы, образованной этими частицами». Если рассмотреть характеристики каждой ступени турбины, то они будут отличаться от характеристик турбины в целом. Также если рассматривать отдельно рабочие колеса и сопловые аппараты, их функции, условия работы и характеристики не совпадут с функциями, условиями работы и характеристиками турбины.

Особенности сложных систем – неопределенный (стохастический) характер поведения и наличие множества сложным образом взаимосвязанных между собой элементов [5]. Известно, что газотурбинный двигатель – один из самых сложных механизмов, то же можно сказать и отдельно о турбине. Разнообразие деталей, влияние их конструкции на работу турбины, взаимодействие лопаточных венцов в плане газодинамики, влияние многих параметров на тепловое состояние деталей, влияние системы охлаждения на конструктивный облик элементов турбины и её надежность – все взаимосвязи в работе турбины трудно перечислить.

В этой ситуации с позиций теории энтропии сложную систему представляют в виде случайного вектора Y = (Y1, Y2, … , Yz). Каждая компонента этого вектора является одномерной случайной величиной, характеризующей функционирование соответствующего элемента всей системы. Основная проблема изучения таких систем – неоднозначность выбора элементов системы. Но что касается течения в межлопаточном канале турбинной решетки, эта проблема решаема, и применение описанного подхода дает широкие перспективы для исследователей и проектировщиков газотурбинных двигателей.

3 Заключение

Применение к представлению течения в межлопаточном канале турбинной решетки методов энтропийного анализа позволит создать его модель, содержащую максимально корректные взаимосвязи различных параметров – геометрических, аэродинамических, тепловых. Описывая каждый элемент течения в рамках энтропийного подхода и объединяя их в систему, можно получить мобильную с позиции вариативности в целях исследования модель, способную давать для проектировщика достаточно корректные решения без сложного и дорогостоящего физического эксперимента.

Список использованных источников

[1] Прангишвили И.В. Энтропийные и другие системные закономерности: Вопросы управления сложными системами. М.: Наука, 2003. 428 с.

[2] Волкова В.Н., Денисов А.А. Основы теории систем и системного анализа. СПб.: Изд-во ПбГТУ, 1999. 512 с.

[3] Антонов А.В. Системный анализ. М.: Высшая школа, 2004. 454 с.

[4] Timashev S.A., Tyrsin A.N. Entropy approach to risk-analysis of critical infrastructures systems // First International Conference on Vulnerability and Risk Analysis and Management. Fourth International Symposium on Uncertainty Modeling and Analysis. Proc. of the ICVRAM 2011 and ISUMA 2011 Conf. 2011. P. 147–154.

[5] Векторное энтропийное моделирование многомерных стохастических систем / А.Н. Тырсин. – М.: Наука, 2022. – 231 с.

[6] Черняк Ю.И. Системный анализ в управлении экономикой. М.: Экономика, 1975. 191 с.

[7] Николис Г., Пригожин И. Самоорганизация в неравновесных системах: от диссипативных структур к упорядоченности через флуктуации: Пер. с англ. М.: Мир, 1979. 512 с.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОСЕВЫХ ОХЛАЖДАЕМЫХ ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНОМЕРНЫХ, ДВУХМЕРНЫХ И ТРЕХМЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ

Г.М. Попов[1], Е.С. Горячкин[1], С.А. Мельников[1], В.М. Зубанов[1]
[1] Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара

В работе представлена методика проектирования осевых охлаждаемых турбин авиационных двигателей, предназначенная для формирования трехмерного облика турбины, а также связанных с ними эскиза системы охлаждения и диска на основе результатов начального проектирования с использованием одномерных, двухмерных и трехмерных моделей. Она включает этапы газодинамического проектирования, формирования эскизов проточной части и профилей лопаток в ненагруженном состоянии, формирование упрощенной геометрии внутренних полостей охлаждаемых лопаток, пневмогидравлический, теплогидравлический и термомеханический расчет диска.

DEVELOPMENT OF A METHOD FOR MULTIDISCIPLINARY DESIGN AXIAL COOLED TURBINES OF AIRCRAFT ENGINES USING ONE-DIMENSIONAL, TWO-DIMENSIONAL AND THREE-DIMENSIONAL MODELS

G.M. Popov[1], E.S. Goriachkin[1], S.A. Melnikov[1], V.M. Zubanov[1]
[1] Samara National Research University, Samara, Russia

The paper presents a design methodology for axial cooled turbines of aircraft engines, intended to form a three-dimensional appearance of the turbine, as well as a sketch of the cooling system and disk based on the results of the initial design using one-dimensional, two-dimensional and three-dimensional models. It includes stages of gas-dynamic design, formation of sketches of the flow section and blade profiles in an unloaded state, formation of simplified geometry of the internal cavities of cooled blades, pneumohydraulic, thermal-hydraulic and thermomechanical calculations of the disk.

1 Введение

Охлаждаемые турбины современных двигателей работают в условиях высоких температур и центробежных нагрузок. Их проектирование требует применения целого комплекса численных моделей различных физических процессов. При этом проектирование выполняется в несколько этапов и на каждом могут применяться свои модели, отличающиеся степенью детализации [1-3].

На стадии начального проектирования используются одномерные модели газодинамического, прочностного, гидравлического и теплового расчетов. Эти модели обладают небольшим временем расчета, что позволило выполнить поиск оптимального решения в широкой области, включая различные варианты взаимной увязки компрессора и турбины.

Далее выполняется многодисциплинарное проектирование турбины с использованием компьютерных моделей более высокого уровня, но в более узкой области поиска, чем в рамках начального проектирования. Например, при газодинамической доводке частота вращения ротора турбины фиксируется, а меридиональные трактовые обводы меняются в небольших диапазонах.

В рамках представленной работы разработана методика многодисциплинарного проектирования турбины с использованием одномерных, двухмерных и трехмерных численных моделей различных дисциплин, в том числе с возможностью сборки из них многоуровневых моделей.

Метод проектирования включает несколько укрупненных блоков, в каждом из которых выполняется проектирование элементов турбины по различным дисциплинам:

- многоуровневое газодинамическое проектирование;
- перевод геометрии проточной части и профилей лопаток в ненагруженное (холодное) состояние;
- формирование внутренних полостей охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток;
- пневмогидравлический, теплогидравлический и термомеханический расчёт диска.

Проектирование возможно как в рамках единой расчетной цепочки, так и внутри блока (при заморозке

граничных условий), а затем продолжении проектирования в рамках единой расчетной цепочки.

1 Многоуровневое газодинамическое проектирование

В рамках многоуровневого газодинамического проектирования выполняется формирование трехмерной модели проточной части турбины, расчет параметров с использованием 3D газодинамической модели и доводка газодинамических параметров в случае их необеспечения. Доводка может выполняться с использованием 1D газодинамической модели, уточненной по результатам трехмерного моделирования, а также с использованием 3D газодинамической модели.

Профилирование лопаток выполняется с использованием программного обеспечения собственной разработки. В процессе профилирования часть параметров задаются из результатов начального проектирования, например, лопаточные углы, радиусы расположения сечений, число лопаток. Часть параметров определяется впервые проектировщиком. Это такие параметры, как углы заострения кромок, угол отгиба выходной кромки, положения точек сплайнов, определяющих спинку и корытце. В процессе профилирования лопаточных венцов контролируются ограничения, влияющие на возможность дальнейшего изготовления лопаток и вписывания системы охлаждения в профили. Например, максимальная толщина профиля, площадь сечений профилей, осевая хорда, минимальный радиус заострения выходной кромки и т.п.. Данные ограничения формируются и проверяются в матрице требований. Визуальный контроль качества построения профилей выполняется с помощью распределений ширины межлопаточного канала, кривизны спинки и корытца, толщины профилей.

На следующем этапе выполняется расчет параметров рабочего процесса спроектированного варианта турбины с использованием трехмерного численного моделирования Numeca FINE/Turbo. Настройки численных моделей принимаются в соответствии с рекомендациями [4].

Выполняется анализ результатов трехмерного численного моделирования турбины и сопоставление с целевыми параметрами и ограничениями, заданными в матрице требований. При необеспечении значений целевых параметров выполняется перепроектирование турбины. Для газодинамической доводки может потребоваться значительное число итераций. При этом может использоваться трехмерная модель, но процесс доводки может быть продолжительным по времени. Для сокращения времени доводки возможно выполнять перепроектирование с использованием одномерной газодинамической модели, которая корректируется по результатам трехмерного численного моделирования.

Многоуровневое моделирование может выполняться двумя подходами: коррекция интегральных параметров турбины с использованием различных суррогатных моделей, а также коррекция различных эмпирических коэффициентов одномерной модели.

В работе использовался подход с коррекцией одномерных моделей посредством изменения коэффициентов, определенных по результатам трехмерных расчетов:

$\delta\alpha_1$, $\delta\beta_2$ – углы отставания в лопаточных венцах;

$k_{\varphi_{\text{са}}}$, $k_{\psi_{\text{рк}}}$ – коррекции на величины коэффициентов скоростей;

k_{z1} и k_{z2} – корреции на величины параметров расхода.

В процессе проектирования строились зависимости этих коэффициентов от режимных (приведенная скорость на выходе из лопаточных венцов) и геометрических (лопаточный угол выхода) параметров (рисунок 1).

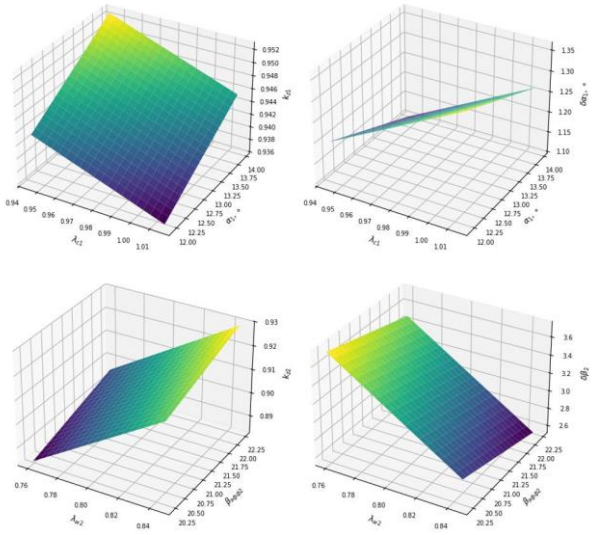


Рис. 1. Примеры зависимостей коэффициентов коррекции от геометрических и режимных параметров

2 Перевод геометрии проточной части и профилей лопаток в ненагруженное состояние

В рамках блока перевода геометрии проточной части и профилей лопаток в ненагруженное (холодное) состояние выполняется перевод трехмерной геометрии проточной части турбины из нагруженного состояния на крейсерском режиме, на котором выполняется первоначальное проектирование, в ненагруженное состояние, в котором выполняется проработка конструкции с использованием теплогидравлического и прочностного моделирования.

Перевод геометрии выполняется с использованием специальных макросов. Температурное расширение элементов определяется по формуле:

$$\Delta R = R\,\alpha\,\Delta t, \qquad (1)$$

где ΔR – изменение размера проточной элемента, мм; R – исходный радиус, мм; α – коэффициент линейного расширения, °C-1; Δt – изменение температуры от комнатной до ожидаемой, °C.

3 Формирование внутренних полостей охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток

Внутренняя полость сопловой лопатки формируется на основе профилей лопаток после газодинамического проектирования. Для определения площади, необходимой для обеспечения пропускной способности транзитного дефлектора используется простейшая гидравлическая цепочка, созданная по методике ХПИ [5] (рисунок 2).

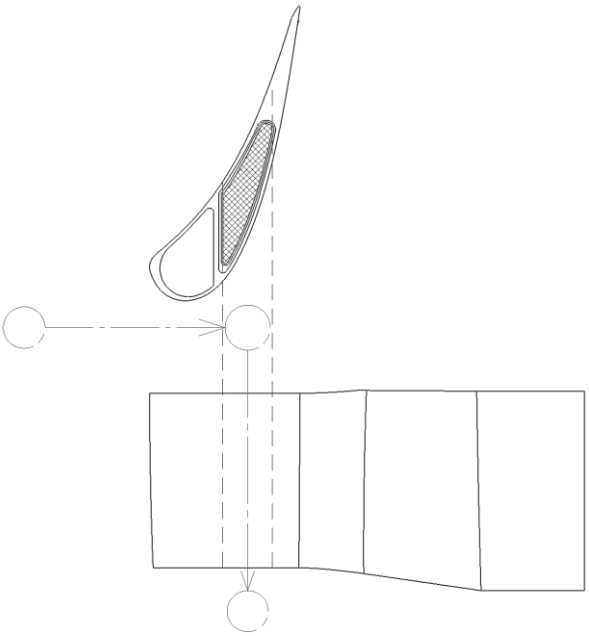


Рис. 2. Гидравлическая цепочка для оценки пропускной способности дефлектора лопатки СА

На следующем этапе прорабатывается геометрия внутренней полости рабочей лопатки и выполняется расчёт несущей способности лопатки (рисунок 3). При необходимости доводки несущей способности выполняется коррекция положения и формы ребер и перемычек системы охлаждения.

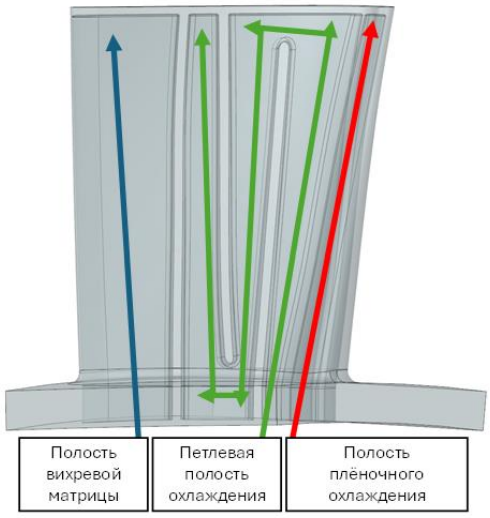


Рис. 3. Пример проработки геометрии внутренней полости лопатки РК

4 Теплогидравлический и термомеханический расчёт диска

После перевода проточной части турбины в ненагруженной состояние строится начальный эскиз диска с использованием регрессионной модели, которая получена на основе обобщения геометрических параметров большого числа существующих турбин. Затем выполняется 2D пневмогидравлический расчет системы охлаждения турбины по методике ХПИ (рисунок 4).

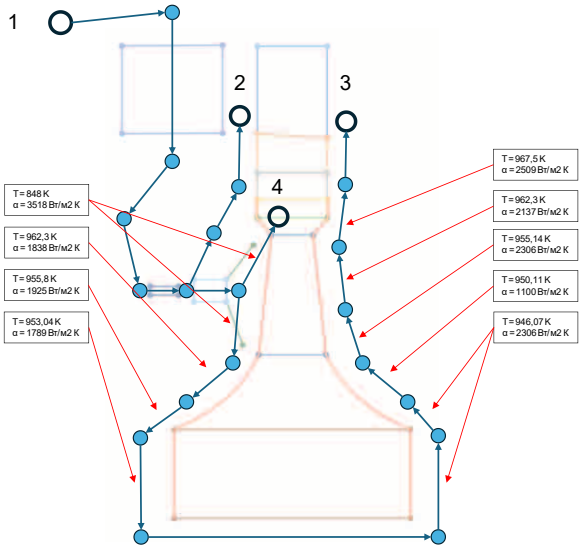


Рис. 4. Проработка геометрии внутренней полости лопатки РК

В результате пневмогидравлического расчета формируются граничные условия для теплового и прочностного расчетов диска, который выполняется с использованием 2D модели в Ansys Mechanical (рисунок 5).

Также на данном этапе выполняется оптимизация формы диска для снижения его массы.

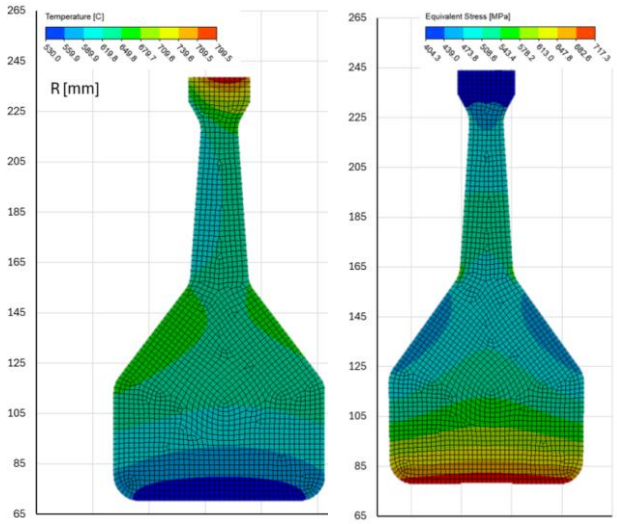


Рис. 5. Результаты теплового и прочностного расчетов диска

5 Заключение

Разработанная методика многодисциплинарного проектирования осевых охлаждаемых турбин авиационных двигателей с использованием одномерных, двухмерных и трехмерных моделей. Она позволяет получить трехмерный облик и эскиз проточной части охлаждаемой турбины, которая максимально удовлетворяет предъявляемым к ней требованиям, и сформировать исходные данные для последующей доводки с использованием многодисциплинарного сопряженного моделирования. Особенностью методики является повышенная точность моделей низкого уровня и учет многодисциплинарности происходящих процессов на ранних стадиях проектирования. Это позволяет на ранних этапах проектирования получить вариант максимально приближенный к финальному и уменьшить число обращений к дорогим моделям высокого уровня.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-79-10266, https://rscf.ru/project/23-79-10266/

Список использованных источников

[1] Иноземцев, А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – Т.2. – 368 с.

[2] Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гарждanской авиации 2020…2040-х годов / В.А. Палкин // Авиационные двигатели. – 2019, №3 (4), с. 63 – 83

[3] Солонин В.И., Палкин В.А. Программы США по разработке принципиально новых технологий для двигателей шестого поколения военной авиации (обзор) / В.И. Солонин, В.А. Палкин // Авиационные двигатели. – 2019, №4 (5), с. 63 – 74

[4] Popov, G. Verification of a Numerical Model of a Two-Stage HPT of a Modern GTE for Civil Aviation [Текст] / G. Popov [et. al.] // International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research. – 2023. — Vol. 12, Issue 2, № 2. — P. 78-83

[5] Слитенко А.Ф. Метод и программа расчета систем охлаждения газовых турбин / Научно-технический отчет № П-85. Харьков: Изд-во ХПИ, 1983. - 68 с.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЁТНОЙ ДОВОДКИ ЛОПАТОК ОХЛАЖДАЕМЫХ ТУРБИН

С.А. Мельников[1], Г.М. Попов[1], В.М. Зубанов[1], Е.С. Горячкин[1]
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара

Методика доводки и обеспечения теплового и прочностного состояний разработана для охлаждаемых сопловых аппаратов и рабочих лопаток турбин. Определены ограничения и целевые параметры, формирующие в процессе доводке матрицу требований. Разработаны пошаговые алгоритмы, на каждом этапе которых решаются определённые задачи в соответствии с предлагаемыми рекомендациями для сопловых аппаратов и рабочих лопаток. Для каждого этапа расчётной доводки определены необходимые трёхмерные компьютерные модели для подтверждения выполнения требований в рамках технического проекта. Разработанная методика апробирована при проектировании ступени турбины с лопатками с конвективно-плёночным охлаждением.

DEVELOPMENT OF A METHOD FOR THE COMPUTATIONAL FINISHING OF COOLED TURBINE BLADES

S.A. Melnikov[1], G.M. Popov[1], V.M. Zubanov[1], E.S. Goryachkin[1]
Samara National Research University named after S.P. Korolev, Samara

The methodology of finishing and ensuring thermal and strength states is developed for cooled nozzles and turbine rotor blades. Restrictions and target parameters forming the matrix of requirements in the process of finishing are defined. Step-by-step algorithms are developed, at each stage of which certain tasks are solved in accordance with the proposed recommendations for nozzles and working blades. For each stage of computational fine-tuning the necessary three-dimensional computer models are determined to confirm the fulfillment of requirements within the framework of the technical project. The developed methodology is tested in the design of a turbine stage with convection-film cooled blades.

1 Введение

По мере увеличения температуры газа на входе в турбину и внедрения в авиационное турбостроение охлаждаемых лопаток возникла необходимость наряду с доводкой формы и размеров наружных обводов профилей в процессе проектирования выполнять доводку системы охлаждения турбины и, в частности, охлаждаемых лопаток. [1]

При доводке теплового и прочностного состояния охлаждаемых лопаток предъявляется перечень требований, которые можно разделить на несколько групп:

1. Жаростойкость.
2. Прочность.
3. Функциональность.
4. Возможность производства.

Совокупность всех ограничений и целевых параметров формирует матрицу требований для охлаждаемой турбины и её деталей. На этапе технического проекта обеспечение требований подтверждается с помощью трёхмерных теплогидравлических и прочностных расчётов.

Цель работы заключалась в разработке методики доводки сопловых аппаратов и рабочих лопаток охлаждаемых лопаток турбин с использованием трёхмерных компьютерных моделей.

2 Доводка теплового и прочностного состояния охлаждаемых сопловых аппаратов

Методика проектирования и доводки сопловых аппаратов охлаждаемых турбин состоит из следующих шагов.

1. Выбор схемы охлаждения лопаток и формирование внутренних полостей. При создании эскиза внутренних полостей необходимо учесть минимальную толщину стенки лопатки и теплозащитного керамического покрытия со связывающим подслоем.

2. Выбор интенсификаторов теплообмена и их расположения во внутренних полостях лопатки. Распространена схема охлаждения, в которой применяется вихревая матрица для охлаждения задней части пера лопатки, также создаётся изолированная

полость для формирования плёночного охлаждения. [2,3]

3. Выбор формы и расположения отверстий плёночного охлаждения. В первом приближении выдувы располагаются равномерно по всем основным поверхностям лопатки: входная кромка, спинка, корыто, втулочная полка и периферийная полка [4].

4. После начальной проработки конструкции выполняется оценка теплового состояния соплового аппарата перед началом доводки системы охлаждения.

5. Выполняется доводка плёночного охлаждения пера и полок соплового аппарата. Контролируется равномерность и дальность распределения выдуваемого охлаждающего воздуха по поверхностям лопатки.

Для лопаток с конвективной схемой охлаждения этот шаг методики пропускается.

6. Обеспечение жаростойкости лопатки в локальных зонах при совместной доводке плёночного и конвективного охлаждения лопатки.

7. Обеспечение жаропрочности лопатки в локальных зонах при совместной доводке плёночного и конвективного охлаждения лопатки.

На **рис. 1.** представлена блок – схема разработанной методики.

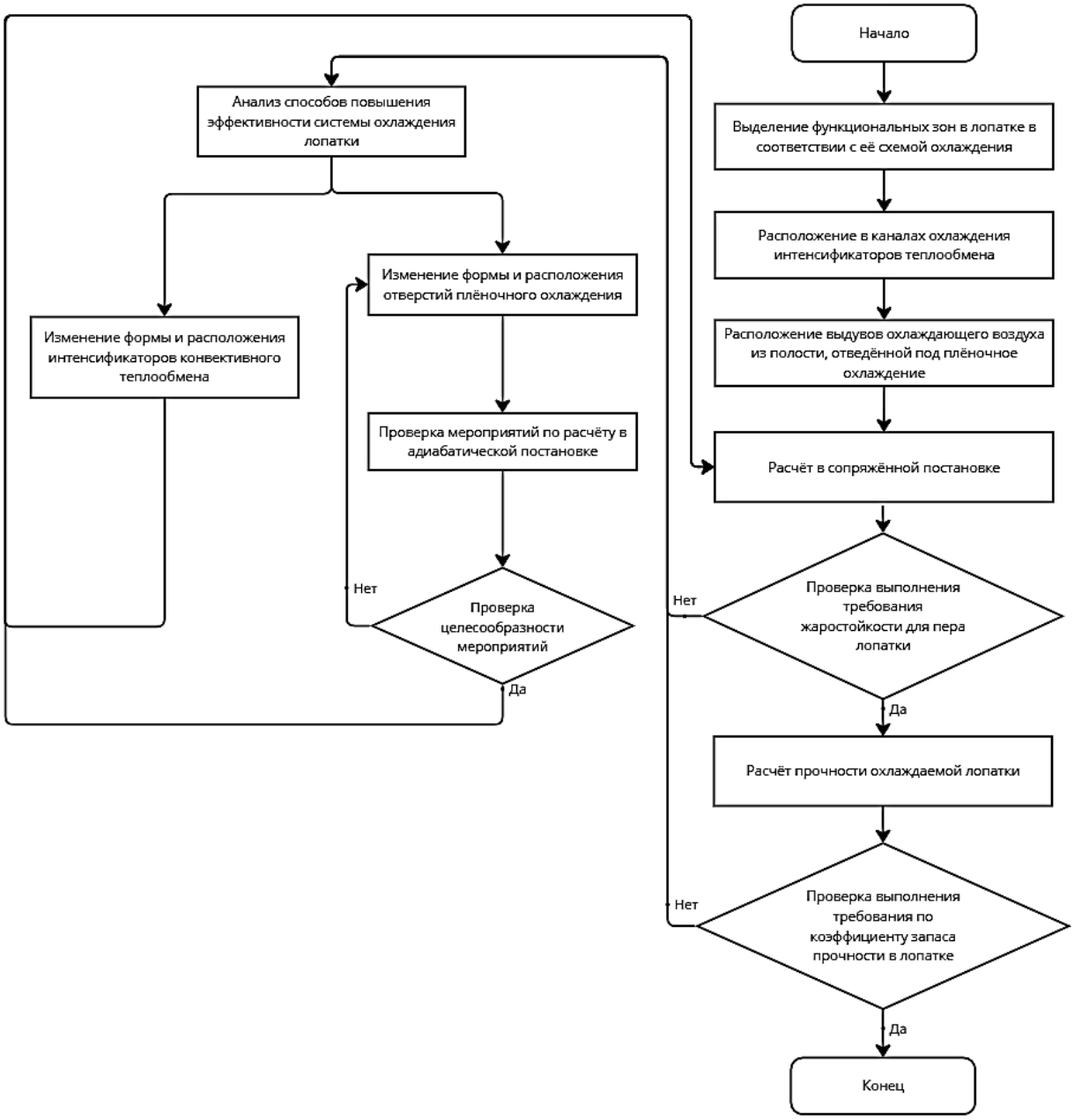


Рис. 1. Алгоритм выполнения доводки охлаждаемого соплового аппарата с конвективно-плёночной системой охлаждения

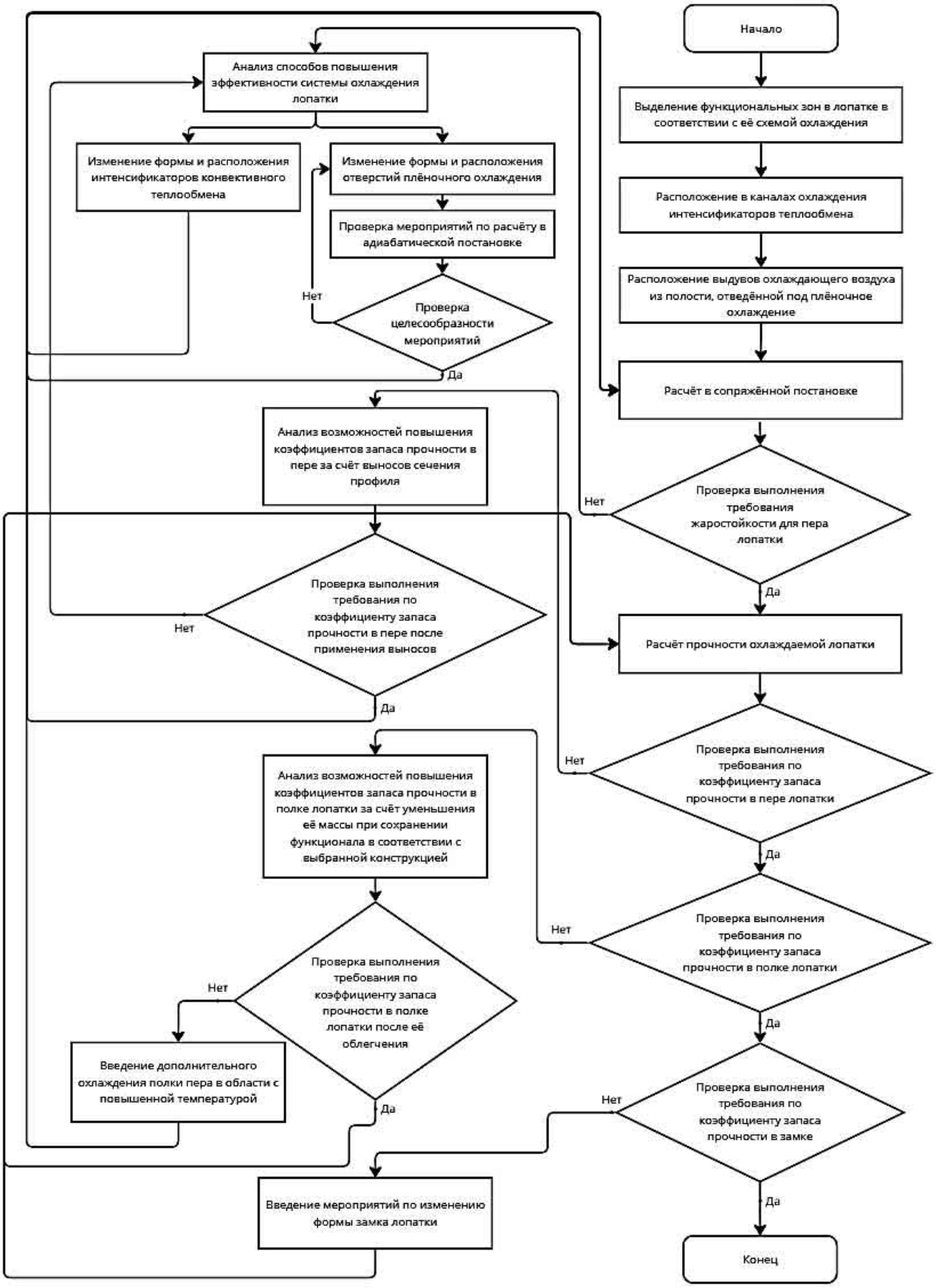


Рис. 2. Алгоритм выполнения расчётной доводки охлаждаемой рабочей лопатки с конвективно-плёночной системой охлаждения

3 Доводка теплового и прочностного состояния охлаждаемых рабочих лопаток

Методика проектирования и доводки рабочих лопаток охлаждаемых турбин состоит из следующих шагов.

1. Выбор схемы охлаждения лопаток и формирование внутренних полостей. Для лопаток с конвективно-плёночной системой охлаждения создаётся изолированный канал плёночного охлаждения. Для каналов конвективного охлаждения применяется петлевая схема [5].

2. Выбор интенсификаторов теплообмена и их расположения во внутренних полостях лопатки.

3. Выбор формы и расположения отверстий плёночного охлаждения.

В первом приближении выдувы располагаются только из полости плёночного охлаждения. Их форма выбирается исходя из технологических ограничений производства.

4. После начальной проработки конструкции выполняется оценка теплового состояния рабочей лопатки перед началом доводки системы охлаждения.

5. Доводка плёночного охлаждения. В процессе доводки плёночного охлаждения контролируется равномерность и дальность распределения выдуваемого охлаждающего воздуха по поверхностям лопатки.

Добавляются отверстия в корыте и отверстия для охлаждения периферии пера лопатки. При обеспечении охлаждения периферии лопатки возможны изменения формы внутренних каналов с целью создания необходимо перепада давления между внутренней полостью лопатки и периферией поверхности пера.

6. Обеспечение жаропрочности пера лопатки в локальных зонах при совместной доводке плёночного и конвективного охлаждения лопатки.

В отличие от соплового аппарата, доводка из условия жаростойкости выполняется совместно с доводкой из условия прочности. Для повышения коэффициента запаса по напряжениям в локальных зонах пера лопатки необходимо либо уменьшать температурные градиенты в пере лопатки (тем самым уменьшая температурные напряжения), либо понизить температуру в области, в которой предел длительной прочности недостаточен. Также повышение запасов местной прочности достигается за счёт выносов сечения или утолщения несущих рёбер лопатки, в таком случае схема охлаждения корректируется под изменение формы внутренних полостей [5,6].

7. Обеспечение жаропрочности полки и ножки лопатки в локальных зонах при совместной доводке плёночного и конвективного охлаждения лопатки.

Для повышения коэффициента запаса по напряжениям в локальных зонах полки и ножки лопатки вводятся мероприятия по интенсификации теплообмена поверхности полки, либо изменению её геометрии.

8. Доводка конструкции замкового соединения совместно с расчётом прочности рабочей лопатки в составе рабочего колеса. На финальном этапе доводки корректируется конструкция всех элементов рабочего колеса для обеспечения требований прочности. В процессе расчёта учитывается диск, покрывной диск, рабочие лопатки и соединения диска с валом.

4 Заключение

Разработана методика доводки и обеспечения теплового и прочностного состояний охлаждаемой турбины. Методика включает в себя алгоритмы доводки наиболее ответственных деталей охлаждаемой турбины. Сформулированы требования, предъявляемые в процессе доводки к деталям охлаждаемой турбины. Разработаны пошаговые алгоритмы, представлены рекомендации для всех этапов доводки деталей охлаждаемой турбины.

Список использованных источников

[17] Логунов А. В. Проблемы проектирования и производства высокотемпературных литых лопаток авиационных ГТД монография, в двух книгах / А. В. Логунов, Ю. Г. Быков. — Москва : Наука и технологии, 2023. —; 24. — ISBN 978-5-93952-042-3.

[18] Копелев С.З. Охлаждаемые лопатки газовых турбин. М.: Наука, 1983. 145 с.

[19] Zhang, G., Zhu, R., Xie, G., Li, S., Sundén, B.: Optimization of cooling structures in gas turbines: A review. Chin. J. Aeronaut. 35, 18–46 (2022)

[20] Jia, Y.; Liu, Y.; He, X.; Xia, G.; Shi, Z. Review of Turbine Film Cooling Technology for Marine Gas Turbines. Processes 2025, 13, 1424

[21] Popov, G.M., Zubanov, V.M., Baturin, O.V., Melnikov, S.A., Scherban, A.I. (2024). Development and Improvement of the High-Pressure Turbine Cooled Blade Design. Simulation and Modeling Methodologies, Technologies and Applications. SIMULTECH 2023.

[22] Мельников С.А., Зубанов В.М., Урлапкин А.В. и др. Решение тепловой и прочностной задачи при расчётной доводке охлаждаемой рабочей лопатки турбины с бандажной полкой // Седьмая международная научно-техническая конференция "Динамика и виброакустика машин" DVM2024. — 2024. — С. 105-106

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИНТЕНСИВНОСТИ И МАСШТАБА ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА НА ПОТЕРИ В СОПЛОВОЙ ЛОПАТКЕ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

А.В. Грановский, Б.И. Курманов, Е.Ю. Марчуков, И.М. Стародумова
«ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва

Несмотря на развитие экспериментальных и численных методов исследования воздействия турбулентности на структуру потока и газодинамическую эффективность турбинных решёток, возникает много вопросов при проектировании и совершенствовании лопаточных аппаратов высокотемпературных газовых турбин. Довольно сложно провести надежные измерения параметров потока или численные исследования для реальных условий работы турбомашин, когда диапазон изменения интенсивности и масштабов турбулентности в потоке трудно предсказуем. Поэтому для приближения к пониманию, как более адекватно учитывать при проектировании решеток турбины влияние таких параметров, как интенсивность и масштаб турбулентности, было проведено расчетное исследование сопловой решётки газовой турбины, которое опиралось на ряд экспериментальных результатов, полученных в Центральном институте авиационного моторостроения. Для оценки влияния отмеченных характеристик турбулентности на структуру потока в решётке были выполнены параметрические исследования с заданием различных значений интенсивности и масштабов турбулентности. В работе на основе экспериментальных данных, полученных как при использовании различных турбулизаторов, так и без них, анализируется влияние интенсивности и масштаба турбулентности на изменение структуры потока и профильных потерь в сопловой решётке в диапазоне значений приведенной (адиабатической) скорости на выходе из решётки $\lambda_{2ад}$ = 0.55–0.95. Расчетные исследования проводились с помощью программного комплекса 2D NS для интенсивности турбулентности на входе в сопловую решётку Tu = 0.2–10% и при разных масштабах турбулентности.

COMPUTETIONAL END EXPERIMENTAL STUDY OF THE INFLUENCE OF THE INTENSITY AND SCALE OF FLOW TURBULENCE ON LOSSES IN A NOZZLE VANE OF HIGH PRESSURE TURBINE

A.V. Granovsky, B.I. Kurmanov, E.YU. Marchukov, I.M. Starodumova
A. Lyulka's Design Bureau – Subdivision of PJSC "UEC-UMPO", Moscow

Despite the development of experimental and numerical methods for studying the effect of turbulence on the flow structure and gas-dynamic efficiency of turbine cascades, many questions arise when designing and improving the blade rows of high-temperature gas turbines. It is quite difficult to carry out reliable flow measurements or numerical studies for real-life turbomachinery operating conditions, where the range of changes in the intensity and scale of turbulence in the flow is difficult to predict. Therefore, to get closer to understanding how to more adequately take into account the influence of such parameters as the intensity and scale of turbulence when designing turbine cascades, a computational study of the gas turbine nozzle cascade was carried out, which was based on a number of experimental results obtained at the Central Institute of Aviation Motors. To assess the influence of the noted turbulence characteristics on the structure of the flow in the cascade, parametric studies were performed with different intensity values and scales of turbulence specified. In this work, based on experimental data obtained both with and without the use of various turbulators, the influence of the intensity and scale of turbulence on changes in the flow structure and profile losses in the nozzle cascade is analyzed in the range of values of the reduced (adiabatic) velocity at the exit from the cascade $\lambda_{2ад}$ = 0.55–0.95. Computational studies were carried out using the **2D NS** software package for the intensity of turbulence at the inlet to the nozzle cascade Tu = 0.2–10% and at different scales of turbulence.

1 Введение

Несмотря на развитие экспериментальных и численных методов при исследовании воздействия турбулентности на структуру потока в проточной части турбин возникает много вопросов при проектировании и совершенствовании лопаточных венцов высокотемпературных газовых турбин. Это связано с неоднозначностью интерпретации, как численных, так экспериментальных результатов, которые, как правило, получены при исследовании в модельных условиях, отличающихся от реальных условий работы лопаточных аппаратов. Поэтому для понимания, как более адекватно учитывать при проектировании решёток турбины влияние таких параметров, как интенсивность и масштаб турбулентности было проведено расчетное исследование плоской сопловой решётки и 3D лопатки газовой турбины, которое опиралось на ряд экспериментальных результатов, полученных в Центральном Институте Авиационного Моторостроения с помощью лазерного доплеровского измерителя скорости.

Анализ литературы указывает на большой разброс в уровне интенсивности и масштабах турбулентности при экспериментальных и расчетных исследованиях, а также при их интерпретации. В частности, это может быть вызвано условиями проведения большинства экспериментов, когда по уровню скоростей потока в проточной части экспериментальных объектов имеет место значительное отличие от уровня скорости потока, соответствующего реальным условиям в проточной части турбин.

2 Содержание работы

В данной работе при помощи программных комплексов **2D NS** [1], **3D NS** [2,3] (in-house codes) было проведено моделирование экспериментальных результатов по уровню профильных потерь в плоской сопловой решётке, полученных, как при использовании различных турбулизаторов, так и без них в диапазоне значений приведенной скорости на выходе из решётки $\lambda_{2ад}$ = 0.55 – 0.95. На рис.1 приведен вид исследуемой плоской турбинной решётки, на основе которой была спроектирована и пространственная (3D) сопловая лопатка.

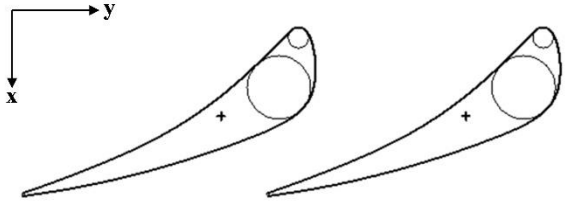
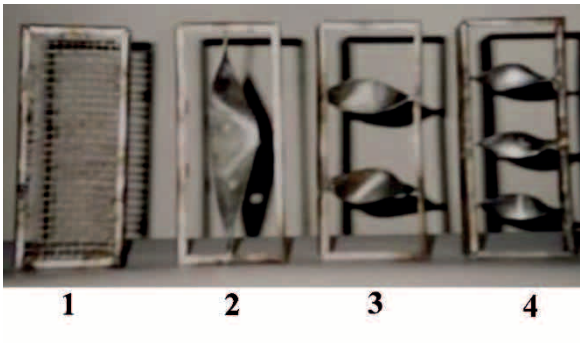
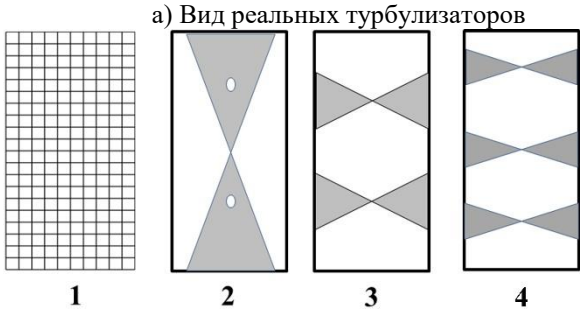


Рис. 1. Вид исследуемой сопловой решётки

На рис. 2 приведены четыре типа турбулизаторов и их схемы, которые были использованы при исследовании влияния различных характеристик турбулентного потока на входе в сопловую решётку.



а) Вид реальных турбулизаторов



б) Схемы турбулизаторов

Рис. 2. Турбулизаторы

На рис. 3 видно, что при заданной величине масштаба турбулентности Lu = 4% экспериментальные значения коэффициента потерь $\zeta_{пр}$ располагаются в диапазоне значений интенсивности турбулентности Tu = 0.2% - 9%., полученных при расчете по программе **2D NS** для различных значений уровня интенсивности турбулентности на входе в решётку. Учитывая большой разброс в определении масштабов турбулентности, отмеченный в литературе, а также, используя опыт сопоставления расчетных и экспериментальных данных при исследовании плоских решёток [4], в данной работе были приняты, в качестве основных, масштабы турбулентности Lu = 2% - 4%.

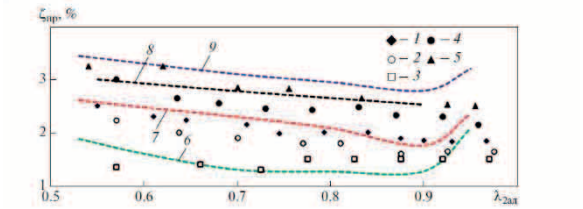


Рис. 3. Экспериментальные точки значений коэффициента $\zeta_{пр}$ (*1–5*), расчётные кривые (*6–9*) при *Lu* = 4%. *1* – без турбулизатора; турбулизатор: *2* – № 1; *3* – № 2; *4* – № 3; *5* – № 4; *Tu*: *6* – 0.002; *7* – 0.005; *8* – 0.01; *9* – 0.09

Таким образом, сопоставление расчетных результатов с экспериментальными показывает, что структура потока за турбулизатором №2

соответствует ламинарному характеру течения, когда при Lu = 2% - 4% интенсивность турбулентности соответствует низким значениям Tu = 0.2% - 0.5%. При этом экспериментальные точки, соответствующие структуре потока за турбулизатором №1 и работе стенда без турбулизаторов, удовлетворительно коррелируют с расчетными результатами при Tu = 0.5% - 0.7%. Повышенные значения интенсивности турбулентности Tu = 4% - 9% соответствуют структуре потока за турбулизаторами 3 и 4 при масштабе турбулентности в диапазоне Lu = 2% - 4%. Резкое увеличение коэффициента $\zeta_{пр}$ при увеличении интенсивности турбулентности в диапазоне Tu ≈ 0.2% – 1.0% соответствует реализации ламинарно-турбулентного перехода потока в решётке. Этот результат очень важен при анализе устойчивости пленки охлаждающего воздуха на поверхностях лопатки. Для подтверждения этого факта были проведены 3D расчеты лопатки при Tu = var. На рис.4 видно, что зависимости коэффициента потерь для плоской решётки и для пространственной лопатки удовлетворительно соответствуют друг другу.

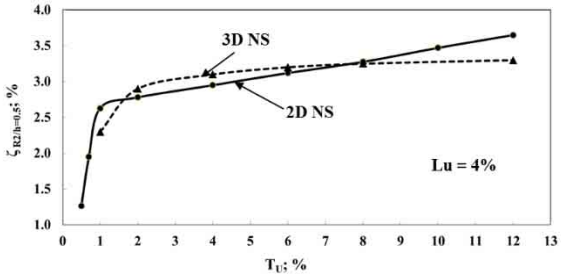
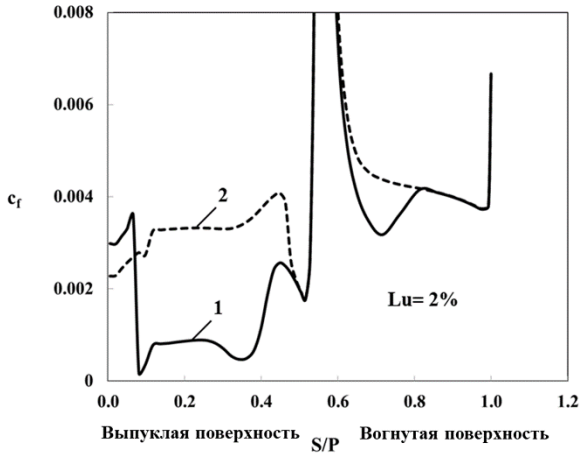


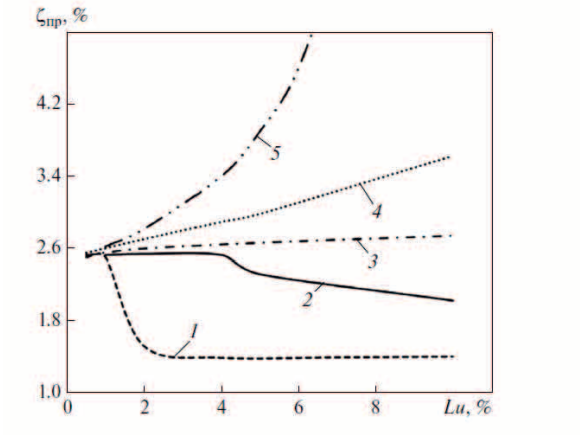
Рис. 4. Зависимость потерь в плоской решётке и 3Dлопатке от Tu при Lu = 4%.

$\zeta_{R2/h=0.5}$ – коэффициент потерь на среднем диаметре в распределении потерь по высоте в 3D лопатке при 3D NS расчетах

Разница в уровне потерь при ламинарно-турбулентном переходе при $\lambda_{2ад}$ = 0.92 составила $\Delta\zeta_{пр}$ ≈ 1.1%. Этот факт подтверждается распределением коэффициента трения c_f по обводам профиля сопловой решётки на рис.5а, где видно резкое увеличение коэффициента c_f на выпуклой поверхности профиля при увеличении интенсивности турбулентности от Tu=0.5% до Tu=0.7% при Lu = 2%. Разнонаправленное влияние интенсивности турбулентности Tu при увеличении масштаба турбулентности Lu приведено на рис. 5б.



а)



б)

Рис. 5. Характеристики потока.

а) Распределение коэффициента трения c_f = f(S/P) по обводам профиля при $\lambda_{2ад}$ = 0.92:

1 – ламинарный режим Tu = 0.5%;

2 – турбулентный режим Tu = 0.7%;

(S/P – относительная криволинейная координата вдоль обвода профиля, отсчитываемая от S/P = 0 на выпуклой поверхности у выходной кромки до S/P = 1 на вогнутой поверхности со стороны выходной кромки, P– периметр профиля)

б) Зависимость коэффициента потерь от интенсивности Tu и масштаба турбулентности Lu

Tu, %; 1 - 0.5; 2 – 1.0; 3 – 2.0; 4 – 5.0; 5 – 10.0

Сопоставление расчетных результатов с экспериментальными данными при $\lambda_{2ад}$ = 0.92 приведено на рис.6. На график расчетных зависимостей $\zeta_{пр}$ = f(Tu), полученных по комплексу **2D NS** при заданных масштабах турбулентности Lu = 2% и 4% нанесены экспериментальные точки с рис. 8, которые соответствуют примерно режиму $\lambda_{2ад}$ = 0.92. Видно, что в области ламинарно-турбулентного перехода при Tu = 0.5% – 1.0%, а также при Tu = 4% расчет удовлетворительно коррелирует с экспериментальными данными.

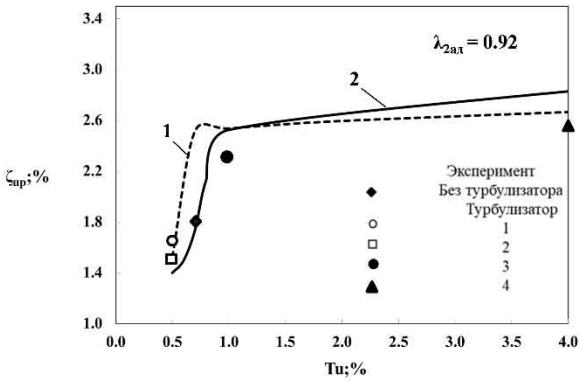


Рис. 6. Зависимость коэффициента потерь $\zeta_{пр}$ от Tu при масштабах турбулентности Lu = 2% (1) и Lu = 4% (2) на режиме $\lambda_{2ад}$ = 0.92.

Таким образом, экспериментальное исследование влияния турбулизаторов потока перед сопловой решёткой на уровень коэффициента потерь $\zeta_{пр}$ продемонстрировало увеличение потерь в решётке на $\Delta\zeta_{пр} \approx$ 1.0% - 2.0% в зависимости от типа турболизатора во всем исследованном диапазоне приведенной скорости потока за решёткой $\lambda_{2ад}$ = 0.55 – 0.95 соответствующее ламинарно-турбулентному переходу в сопловой лопатке, что было подтверждено двумерными и пространственными расчетами плоской рёшетки и 3D лопатки.

3 Заключение

Экспериментальные исследования профильных потерь при установке турбулизаторов потока перед сопловой решёткой турбины продемонстрировали изменение коэффициента потерь на 1-2% в диапазоне изменения приведенной скорости потока за решёткой 0.55-0.95.

Сопоставление расчётных и экспериментальных данных показало, что интенсивность турбулентности потока на входе в сопловую решётку, реализуемая с помощью специальных турбулизаторов, при масштабе турбулентности 2% может составлять 0.2-0.9%, а при масштабе турбулентности 4% - от 0.5 до 4.0%.

Ламинарно-турбулентный переход в сопловой решётке в результате применения турбулизаторов при интенсивности турбулентности на входе на входе в решётку 0.2-0.7% характеризуется резким увеличением коэффициента профильных потерь приблизительно на 2% при $\lambda_{2ад}$ =0.55 и примерно на 1% при $\lambda_{2ад}$ =0.95.

Список использованных источников

[1] Б.И. Курманов, Г.Л. Подвидз. Численное моделирование течения вязкого газа в турбинной решётке с выдувом воздуха. Изв. РАН, МЖГ, 2002, №2, с. 12-22

[2] М.Я. Иванов, В.Г. Крупа. Неявный нефакторизованный метод расчёта турбулентных течений вязкого теплопроводного газа в решётках турбомашин. Журн. вычисл. математики и мат. физики. 1991. Т. 31. №5. С. 754-766.

[3] V.G. Krupa. Simulation of Steady and Unsteady Viscous Flows in Turbomachinery, AGARD-lecture series, 1994, No 198, LS-198, p. 39

[4] В.Д. Венедиктов, А.В. Грановский, А.М. Карелин, А.Н. Колесов, М.Х. Мухтаров. Атлас экспериментальных характеристик плоских решёток охлаждаемых газовых турбин. 1990, ЦИАМ, 393 стр. УДК 621.438-226.

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКЦИИ БАНДАЖА НА СТРУКТУРУ ПОТОКА НА ПЕРИФЕРИИ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ И КПД ТУРБИННОЙ СТУПЕНИ

А.В. Грановский, И.В. Афанасьев, Е.М. Марчуков
ОКБ им. А.Люльки, Москва, Россия

В охлаждаемых газовых турбинах сложная картина течения на периферии рабочих лопаток является главной причиной генерации потерь. Конструктивные особенности, как безбандажных, так и бандажированных лопаток указывают на сложность анализа структуры потока и распределения параметров в этой области проточной части. Современные расчетные методы дают возможность визуализации структуры потока и количественной оценки потерь, вызванных различной конструктивной интерпретацией периферийной части вокруг рабочих лопаток. В данной работе проведено численное исследование структуры потока вокруг полной и частичной бандажной полки различной конструкции. Изучено влияние различной геометрии бандажной полки на вихреобразование, потери и КПД ТНД. Кроме того, рассмотрены два варианты выпуска охлаждающего воздуха для охлаждения бандажной полки. Валидация численного подхода проведена путем сравнения расчетных данных с результатами испытаний экспериментальной ТНД в ЦИАМ с бандажированной рабочей лопаткой.

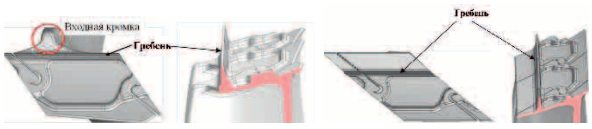
THE EFFECT OF SHROUD DESIGN ON FLOW STRUCTURE AT THE BLADE TIP AREA AND STAGE EFFICIENCY

A. Granovskiy, I. Afanasiev, E. Marchukov
Lyulka Design Bureau, Moscow, Russia

In cooled turbines complicated flow pattern at the tip area of rotor blades is the main cause for the loss generation. The design features of both the open tip clearance (unshrouded) and shrouded blades indicate how difficult it is to take into account all of these features to describe the flow within the tip clearance. State-of-the-art numerical methods present an opportunity to visualize the flow structure at the tip area and estimate quantitatively the losses caused by its features. In this paper, the numerical investigation of the flow structure around full and partial shrouds with various geometries was conducted and the effect of various shroud geometries on the flow structure around shroud, losses and turbine stage efficiency analysed. Moreover, two variants of the cooling air injection to cool the shroud platform were investigated. Validation of the numerical results was done by comparison between numerical and test data for an experimental LPT has tested in CIAM with shrouded blade.

1 Введение

На рис.1 приводится вид частичной и полной бандажной полки с одним гребнем (Варианты 1 – 6). Варианты 7 и 8 безбандажные с величиной относительного радиального зазора δ/h = 0, 0.3%, 1.1%.



а) б)

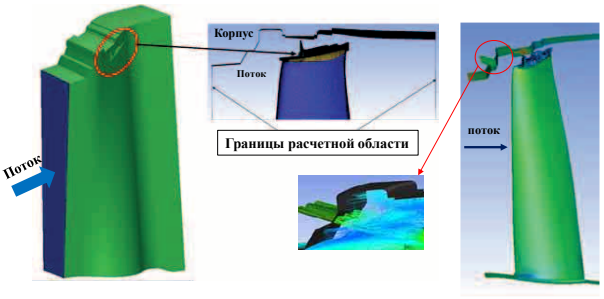
Рис. 1. Вид бандажной полки
а – частичный бандаж (Вар. 1, 2, 3); б – полный бандаж (Вар. 4, 5, 6); δ/h = 0, 0.3%, 1.1%

В вар. 9 охлаждающий воздух подается в каверну перед рабочей лопаткой через три трубки, расположенные в пределах одного шага периферийной ее части (рис. 2а). В вар.10 охлаждающий воздух подается через профилированную щель в бандаже за гребнем. Вариант 11 представляет собой полный бандаж с гребнем, расположенным в районе входной кромки. Вариант 12 – частичный бандаж с двумя гребнями.

2 Численная реализация

Расчетное исследование рабочей лопатки с различными вариантами бандажных полок было проведено при помощи коммерческого программного

комплекса ANSYS FLUENT. Рис. 2 показывает расчетную область для рабочей лопатки.



а) б)

Рис. 2. Вид расчетной области для рабочей лопатки
а – расчетная область и вид периферийной части лопатки с неструктурированной расчетной сеткой;
б – распределение параметра y^+ вдоль поверхности лопатки

Расчетная сетка была построена при помощи сеточного генератора ANSYS ICEM и содержала в зависимости от конструкции бандажа и величины радиального зазора от $13.4x10^6$ до $16x10^6$ ячеек. Расчетная сетка для безбандажной лопатки содержала $5x10^6$ ячеек. Хорошее качество сетки подтверждается величиной параметра $y^+ \leq 0.3$ для ячеек, расположенных около поверхностей (рис.2б). Расчеты были проведены при использовании модели турбулентности Realizable k-ε при задании входной интенсивности турбулентности Tu = 10%. Для всех рассчитываемых вариантов использовались одинаковые граничные условия, которые соответствовали одному из режимов работы экспериментальной ступени ТНД. При этом число Маха в относительном движении на периферии рабочей лопатки составляет $M_{2w} = 0.82$, а в абсолютном движении на среднем диаметре $M_2 = 0.44$.

3 Экспериментальное исследование ТНД

Экспериментальные данные, полученные при испытании ступени ТНД в ЦИАМ были использованы для валидации CFD расчетов ТНД и изолированной рабочей лопатки с различными вариантами бандажных полок. Параметры в расчетной точке и схема установки с экспериментальной ТНД приведены на рис.3.

Режим работы в расчетной точке

Параметр	Единица измерения	Величина
Полная температура на входе	К	720
Полное давление на входе	бар	2.5
Приведенный расход	$см^2К^{0.5}/сек$	420
Полное давление на выходе	бар	1.19
Перепад давления	π_T^*	2.1
Угол потока на входе	градус	62
Относительный радиальный зазор	%	0.85
Приведенные обороты	Об/мин. $К^{0.5}$	285

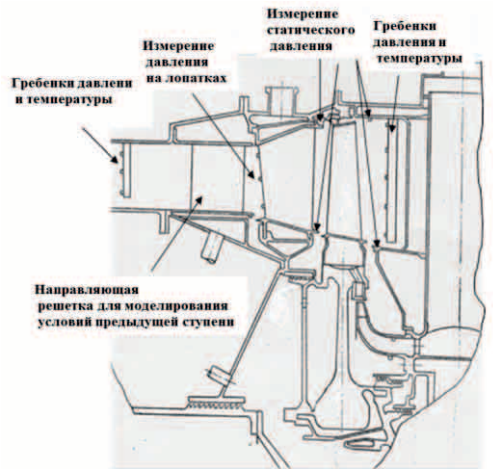
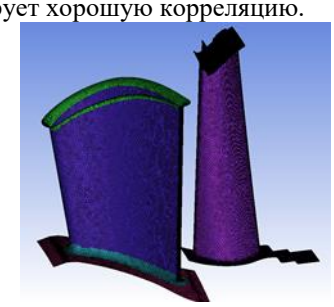
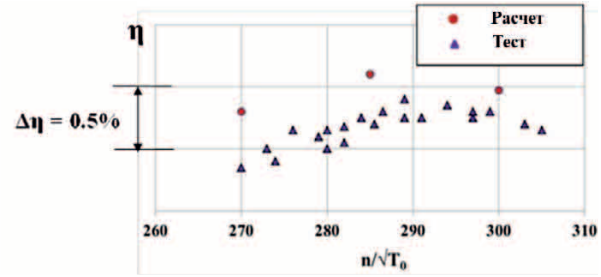


Рис. 3. Схема испытательного стенда ТС-2 ЦИАМ с экспериментальной ТНД

Расчеты экспериментальной ТНД были проведены по комплексу FLUENT с граничными условиями, соответствующими ряду экспериментальных режимов. На рис.4а приведены CAD модели сопловой и рабочей лопатки экспериментальной КПД, которые использовались при расчетах ТНД. Рис.4б показывает сравнение расчетных и экспериментальных значений КПД для трех значений приведенных оборотов $n/\sqrt{T_0^*} = 270$; 285; 300, где видно, что расчетные значения КПД превышают экспериментальные примерно на $\delta\eta < 0.5\%$. Сравнение расчетных значений по числу M_2, углу выхода α_2 и степени реактивности ρ с их экспериментальными значениями также демонстрирует хорошую корреляцию.



а)



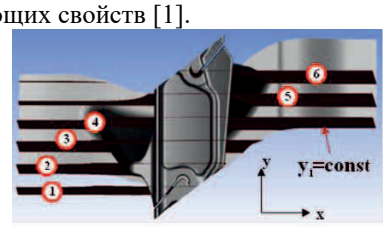
б)

Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных значений КПД ТНД
а – CAD модели сопловой и рабочей лопаток ТНД с расчетными сетками
б – расчетные и экспериментальные точки зависимости КПД ТНД от приведенных оборотов $n/\sqrt{T_0^*}$

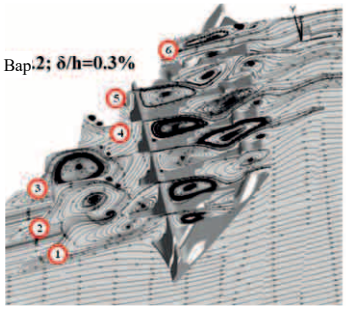
Таким образом, сопоставление расчетных и экспериментальных результатов по ступени ТНД подтвердило надежность и достоверность численного подхода, используемого в данной работе.

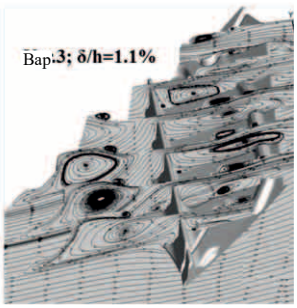
4 Структура потока вокруг частичного бандажа

Для лучшей демонстрации изменения структуры вихревых трубок (шнуров) вдоль бандажных полок в окружном направлении были сформированы 3D фигуры 5б и 5в, где приведены распределения линий тока в 6 различных поперечных сечениях (y_i = const) расчетной области (рис. 5а). Видно, что вихревая трубка в каверне перед бандажом изменяет свою интенсивность вдоль бандажа для обоих значений относительного радиального зазора. Система вихрей за гребнем для вар. 2 (δ/h = 0.3%) состоит из двух интенсивных элипсоидальных противовращающихся вихрей. Увеличение радиального зазора до δ/h = 1.1% в вар.3 привело к исчезновению одних вихрей за гребнем и появлению других вихрей меньшей интенсивности, что привело к снижению их уплотняющих свойств [1].



а)





б) в)

Рис. 5. Картина течения вокруг частичного бандажа вар. 2 и вар. 3
а – Вид сверху на частичный бандаж с поперечными сечениями 1-6;
б – система вихрей в варианте 2;
в – система вихрей в варианте 3

На рис. 6 приведена картина течения вокруг полного бандажа вар. 5 и 6. В этом случае форма и интенсивность вихревых трубок перед гребнем стала более равномерной, а появление дополнительной вихревой трубки на поверхности бандажной полки усилило уплотнительный эффект по сравнению с частичным бандажом.

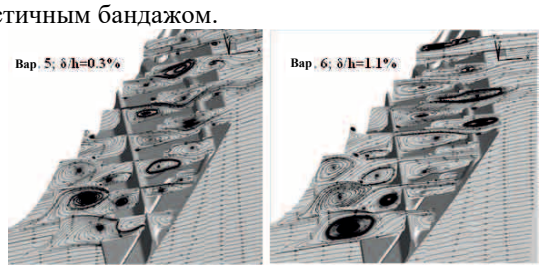
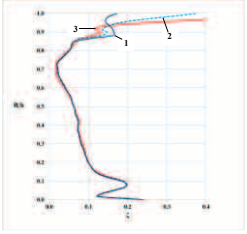
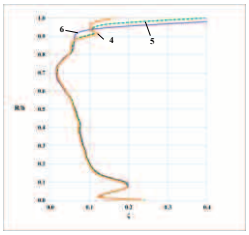


Рис. 6. Картина течения вокруг полного бандажа вар. 5 и вар. 6

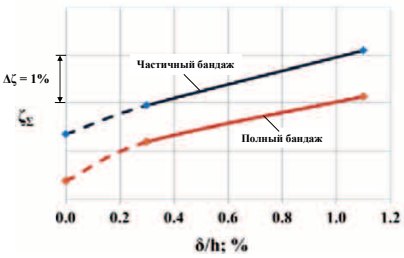
5 Влияние конструкции бандажа на коэффициент потерь и КПД ТНД

Сравнение расчетных распределений коэффициента потерь ζ по высоте лопатки для частичного и полного бандажа для значений относительного радиального зазора δ/h = 0; 0.3%; 1.1% приведены на рис. 7. Видно, что все различия в потерях из-за формы бандажа и величины радиального зазора локализуются в окрестности бандажа рабочей лопатки. Рисунок 7в показывает, что коэффициент суммарных потерь ζ_Σ для рассмотренного изменения величины радиального зазора в лопатке с частичным бандажом примерно на 1% больше, чем в лопатке с полным бандажом.





а) б)



в)

Рис. 7. Распределение коэффициента потерь для частичного и полного бандажа
а – коэффициент потерь в лопатке с частичным бандажом 1- δ/h = 0; 2- δ/h = 0.3%; 3 - δ/h = 1.1%;
б – коэффициент потерь в лопатке с полным бандажом 1- δ/h = 0; 2- δ/h = 0.3%; 3 - δ/h = 1.1%;
в – изменение коэффициента ζ_Σ в зависимости от величины относительного радиального зазора

Зависимость КПД ТНД $\eta_т^*$ от относительного радиального зазора δ/h для ТНД с бандажированной и безбандажной рабочей лопаткой приведена на рис.8. Этот рисунок показывает, что ТНД с безбандажной лопаткой имеет более высокие значения КПД [2], чем ступень с рабочей лопаткой с частичным бандажом при δ/h < 1.35%, а для ступени с рабочей лопаткой с полным бандажом при δ/h < 0.55%.

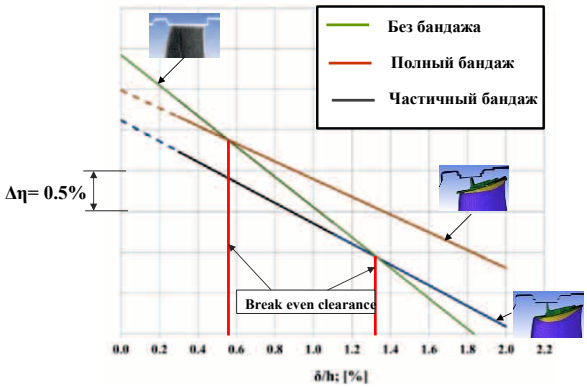


Рис. 8. Зависимость КПД ТНД от относительного радиального зазора для бандажированной и безбандажной рабочей лопатки

6 Распределение температуры вокруг бандажа

Рисунок 9 показывает распределение температуры T_w^* над поверхностью полки и адиабатической температуры полки T_{wall}. В случае частичного бандажа вар.3 область повышенной температуры (hot-streak) является более узкой, чем в случае полного бандажа в вар.6. Это приводит к разному размеру и расположению пятен повышенной температуры на внешней поверхности бандажа.

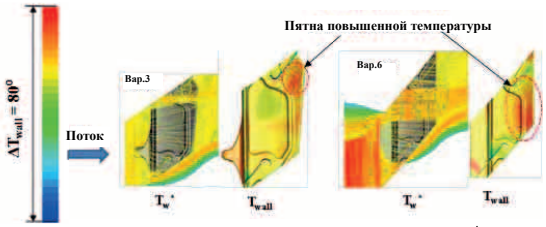


Рис. 9. Распределение температуры T_w^* вокруг бандажа и адиабатической температуры T_{wall} на внешней поверхности полки

Рисунок 10 показывает, что в вар.3 из-за перетекания газа с вогнутой стороны на выпуклую перед гребнем в окрестности входной кромки бандажная полка перегревается около вогнутой поверхности лопатки с внутренней поверхности полки сильнее, чем в случае полного бандажа в вар.6.

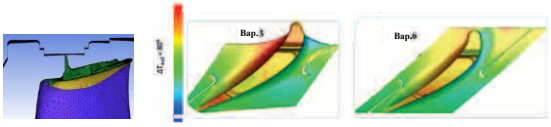
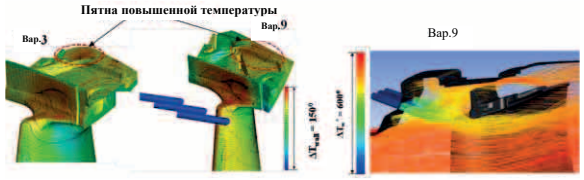


Рис. 10. Распределение адиабатической температуры Twall на внутренней поверхности полки для вариантов 3 и 6.

7 Охлаждение бандажной полки

Для снижения рисков перегрева полки были рассмотрены два подхода: 1 – вдув охлаждающего воздуха в каверну перед рабочей лопаткой (вар. 9);
2 – выдув охлаждающего воздуха через профилированную щель в бандаже (вар. 10).

На рис.11а видно, что выдув воздуха через трубки в каверну $G_в/G_г \approx 1\%$ перед лопаткой привел только к перемещению пятна повышенной температуры полки (вар.3) с левой части в центр полки (вар.9).



а) б)

Рис. 11 Распределение температуры для вар. 9
а – распределение адиабатической температуры в вар. 3 и вар. 9
б – распределение полной температуры T_w^* в относительном движении для вар. 9

Выдув воздуха $G_в/G_г \approx 1\%$ через профилированную щель за гребнем для полного бандажа (рис. 12а) привел к изоляции поверхности полки от горячего газа.

а) б) в)

Рис. 12. Выдув охлаждающего воздуха через щель в бандаже вар. 10 при δ/h = 1.1%

8 Заключение

1. Расчетные результаты данной работы были валидированы путем сравнения эксперимента с расчетом для экспериментальной ТНД с бандажированной рабочей лопаткой. Хорошее соответствие между экспериментом и расчетом подтвердили надежность и достоверность численного подхода.
2. Расчеты подтвердили, что изменение утечки в радиальном зазоре и потери в бандажированных лопатках коррелируют с изменением формы, размером и интенсивности вихрей вдоль бандажа в окружном направлении.
3. ТНД с безбандажной лопаткой имеет выигрыш в КПД над ступенью с частичным бандажом при $\delta/h < 1.35$, а с полным бандажом $\delta/h < 0.55$.
4. Уменьшение числа каверн и свободного пространства в окрестности периферии рабочей лопатки приводит к снижению интенсивности вихрей и уровня потерь. Однако при этом можно потерять уплотнительный эффект от вихрей, который может привести к увеличению протечки через радиальный зазор и следовательно к снижению КПД.
5. Из двух вариантов охлаждения полки более эффективным оказался подход, когда охлаждающий воздух подавался на внешнюю поверхность бандажной полки через профилированную щель за

гребнем. При этом охлаждающий воздух изолирует внешнюю поверхность полки от горячего газа, проходящего через радиальный зазор.

Список использованных источников

[1] Афанасьев И.В., Грановский А.В., Е.Ю.Марчуков, И.А.Манаев, А.Е.Шунин Особенности вихревой структуры потока в окрестности бандажа с одним гребнем Теплоэнергетика № 7, 2019, с 1-8, DOI: 10.1134/S0040363619070014

[2] Yoon, S., Curtis, E., Denton, J., Longley, J.,(2014) The effect of clearance on shrouded and unshrouded turbines at two levels of reaction, Journal of Turbomachinery, 136:021013-1, 2014

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫДУВА ОХЛАДИТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБИННЫХ РЕШЕТОК С ПОДРЕЗАННЫМИ КРОМКАМИ

И.Ю. Гаврилов[1], В.А. Тищенко[1], В.В. Попов[1], А.А. Тищенко[1], В.Г. Грибин[1], В.В. Щучкин[2], Я.А. Бялый[2]
[1] НИУ «МЭИ», Москва,
[2] ООО Космические Транспортные Системы, Москва

В работе представлены результаты комплексного экспериментального и численного исследования влияния выдува охлаждающего газа через подрезанные выходные кромки турбинных лопаток на их аэродинамические характеристики. Особое внимание уделено анализу эффекта "жидкого горла" и его влиянию на параметры основного потока. Исследование проводилось для двух типов профилей с различной геометрией подрезки кромки при широком диапазоне режимных параметров.

STUDY OF THE EFFECT OF COOLANT EJECTION ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF TURBINE BLADES WITH CUTBACK TRAILING EDGES

The results of complex experimental and numerical investigation of blowing out the cooling air through the clipped trailing edges and its influence on the aerodynamic performances are presented in the work. Special attention is paid to the “liquid throat” effect and its influence on the main flow parameters. The research is carried out for two types of airfoils with different geometries of edges clipping at a wide range of operating parameters.

I.Y. Gavrilov[1], V.A. Tishchenko[1], V.V. Popov[1], A.A. Tishchenko[1], V.G. Gribin[1], V.V. Shuchkin[2], Ya.A. Byalyi[2]
[1] MPEI, Moscow, Russia
[2] S7 Space, Moscow, Russia

1 Введение

Повышение температуры на входе в турбину (до 2200 К [1]) в авиадвигателях требует эффективного охлаждения лопаток, особенно их критических зон: спинки, входной и выходной кромок [2]. Последняя наиболее сложна из-за необходимости минимизировать толщину для снижения аэродинамических потерь [3]. Основные методы охлаждения включают подрезку кромки, выдув охладителя через отверстия или «центральные щели» [4]. Подрезка на стороне корыта [5] сочетается с каналами, усиленными ребрами [6] или штырьками [7, 8], что интенсифицирует теплообмен. Однако вихреобразование на кромке снижает эффективность охлаждения из-за смешивания горячего газа и охладителя [9].

Особый интерес представляет влияние выдува охладителя из выходной кромки на параметры основного потока («эффект жидкого горла»). Недоучёт этого эффекта может привести к критическим ошибкам в проектировании, что требует дополнительных исследований для оптимизации расхода и потерь [10-13].

2 Методика проведения исследования

Экспериментальные исследования проводились на пародинамическом стенде кафедры паровых и газовых турбин МЭИ. В качестве рабочего тела использовался перегретый пар.

Объектами исследования служили лопатки с двумя типами геометрии кососрезанной выходной кромки:

- первый вариант (профиль А) имел относительную толщину кромки 4,25 % (рис. 1);
- второй вариант (профиль Б) — 7 % (рис. 2).

Исследования проводились для следующих режимных параметров:

- теоретическое число Маха за решеткой 0,7 – 1,1;
- интенсивность выдува $BR = \frac{(\rho u)_{inj}}{(\rho u)_{main}} = 0 - 1$, где $(\rho u)_{inj}$ – удельный импульс тока вдуваемого пара, $(\rho u)_{inj}$ – удельный импульс основного потока;

В ходе экспериментов определялись распределения коэффициентов потерь полного давления на расстоянии 20 % хорды профиля от фронта решётки. Для выявления эффекта «жидкого

горла» измерялись расходы основного и вдуваемого потоков пара.

Численные исследования проводились для идеально периодического течения в лопаточной решётке при режимных параметрах, соответствующих экспериментальным условиям. В рамках моделирования выполнено сравнение различных моделей турбулентности и оценено влияние начальной степени турбулентности на коэффициенты потерь давления.

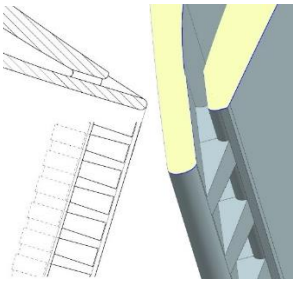


Рис. 1. Геометрия подрезки для профиля с относительной толщиной кромки 4,25 % (Профиль А)

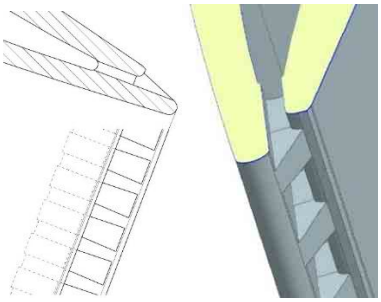


Рис. 2. Геометрия подрезки для профиля с относительной толщиной кромки 7 % (Профиль Б)

3 Результаты исследования

В ходе экспериментальных исследований было получено распределение статического давления за решеткой вдоль трех шагов. Результаты показали, что течение является симметричным и выдув не оказывает влияния на статическое давление. Исследование периодичности течения было выполнено в работе [14] для базового профиля без вдува с относительной толщиной кромки 4,25%.

Траверсирование давлений полного торможения вдоль трех шагов решетки также подтвердило периодичность течения. Интегральная величина потерь полного давления определялась по следующей формуле:

$$\xi = \frac{P_{in}^* - P_{out}^*}{P_{out}^* - P_{out}}$$

Здесь P_{in}^* - давление полного торможения на входе в решетку; P_{out}^* - среднеинтегральное значение давления полного торможения за решеткой; P_{out} – среднеинтегральное значение статического давления за решеткой.

Зависимость потерь полного давления от интенсивности вдува представлено на рисунке 3 для профиля А и на рисунке 4 для профиля Б. Как видно из рисунков 3 и 4, потери для профиля Б больше на 0,3%, несмотря на двукратное увеличение относительной толщины кромки. Это связано с тем, что профиль Б имеет две кромки после горла. Данная разница остается неизменной при варьировании числа Маха.

При увеличении интенсивности вдува от 0 до 0,5 наблюдается рост потерь давления за решеткой с максимумом при BR = 0,5. При дальнейшем увеличении BR потери снижаются. Этот эффект характерен для обоих профилей. Однако выдув за горлом, как в случае профиля Б, оказывает более значительное влияние на максимальное значение потерь при BR = 0,5: для профиля А потери увеличиваются на 0,3%, а для профиля Б - на 0,5%.

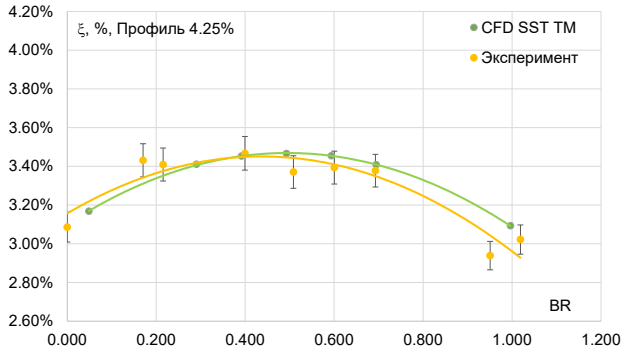


Рис. 3. Зависимость потерь полного давления от интенсивности вдува для профиля А

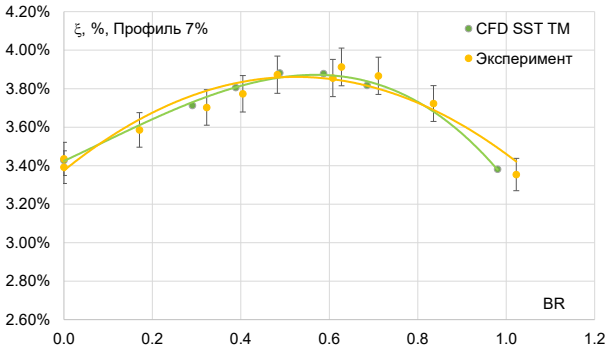


Рис. 4. Зависимость потерь полного давления от интенсивности вдува для профиля Б

На рисунках 5 и 6 представлено влияние интенсивности выдува (BR = 0-1) на отношение расхода газа на входе к расходу без вдува для профилей А и Б соответственно.

Для профиля А наблюдается снижение расхода основного потока, обусловленное двумя факторами:

1. Выдув осуществляется до минимального сечения, что влияет на пропускную способность профиля;
2. Вдуваемая струя воздействует на формирование горла профиля, создавая эффект "жидкого горла".

В случае профиля Б выдув охлаждающего газа через выходную кромку не оказывает влияния на расход через решетку.

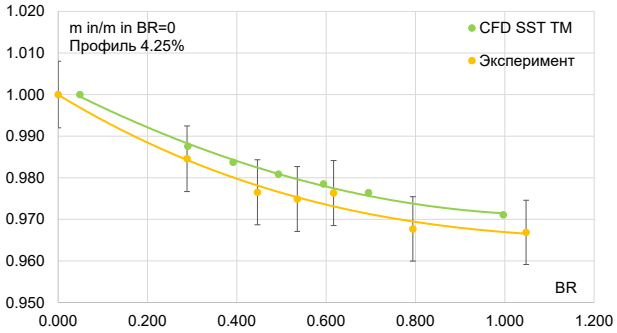


Рис. 5. Влияние интенсивности вдува через подрезанные кромки на расход основного потока на входе, для среднего $M_{iso\ out}$=0.8 при различных интенсивностях выдува для профиля А

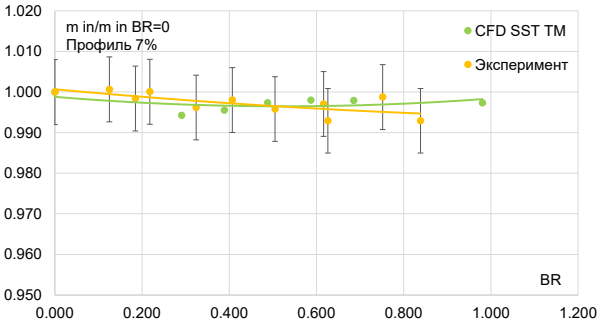


Рис. 6. Влияние интенсивности вдува через подрезанные кромки на расход основного потока на входе, для среднего $M_{iso\ out}$=0.8 при различных интенсивностях вдува для профиля Б

На рисунках 3-6 представлены результаты численного CFD-моделирования, демонстрирующие хорошее соответствие с экспериментальными данными во всем диапазоне интенсивностей вдува (BR = 0÷1). Как отмечалось в работе [14], стандартная SST-модель турбулентности дает завышение экспериментально измеренных потерь полного давления примерно на 1% для условий данного эксперимента при практически нулевой интенсивности турбулентности на входе в решетку профилей. В то же время переходная модель турбулентности SST TM обеспечивает наилучшее совпадение с экспериментальными результатами.

В данной работе использовались только расчетные данные, полученные с применением переходной версии модели SST TM. Эта модель учитывает ламинарное обтекание профиля и позволяет определять положение точки перехода к турбулентному пограничному слою. В рассматриваемом случае переход происходил за минимальным сечением на спинке профиля [14].

На рисунках 7 и 8 показаны осредненные распределения потерь полного давления за решетками профилей А и Б соответственно в зависимости от среднего числа Маха на выходе из решетки (M_{iso_out} = 0.7÷1.1). Как видно из графиков, поведение потерь полного давления при интенсивности выдува BR = 0.5 при изменении числа Маха от M_{iso_out} = 0.7 до M_{iso_out} = 1.1 аналогично случаю без выдува, что согласуется с результатами работы [14]. Численное CFD-моделирование в данном случае также демонстрирует хорошую способность адекватно описывать потери во всем исследованном диапазоне параметров течения, что подтверждается сравнением расчетных и экспериментальных данных на рисунках 7 и 8.

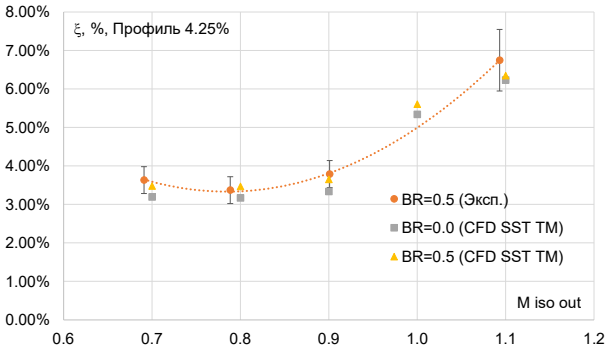


Рис. 7. Влияние числа Маха $M_{iso\ out}$ на потери полного давления при интенсивности вдува через подрезанные кромки BR=0 и BR=0.5 для профиля А

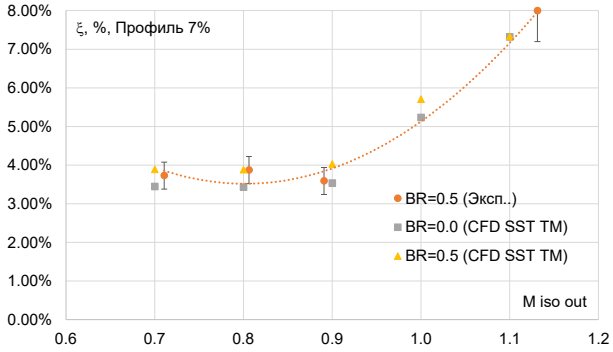


Рис. 8. Влияние числа Маха $M_{iso\ out}$ на потери полного давления при интенсивности вдува через подрезанные кромки BR=0 и BR=0.5 для профиля Б

На рисунках 9 и 10 представлены результаты численного исследования, подтвержденные экспериментальными данными, целью которого было определение влияния числа Рейнольдса и интенсивности турбулентности потока. Результаты для базовых профилей без подрезки приведены в работе [14].

Численное моделирование продемонстрировало, что при низкой турбулентности основного потока полностью турбулентный режим пограничного слоя не достигается даже при высоких значениях числа Рейнольдса. Это подтверждается тем, что переходная модель турбулентности SST TM всегда дает меньшие

значения потерь по сравнению со стандартной полностью турбулентной SST-моделью (см. сплошные и штриховые линии на рисунках 9 и 10).

Обе расчетные модели фиксируют снижение потерь при низком уровне турбулентности на входе, которое стабилизируется при Re ≈ 1 000 000. Данное поведение аналогично характеристикам потерь в решетке с базовыми лопатками без подрезки [14].

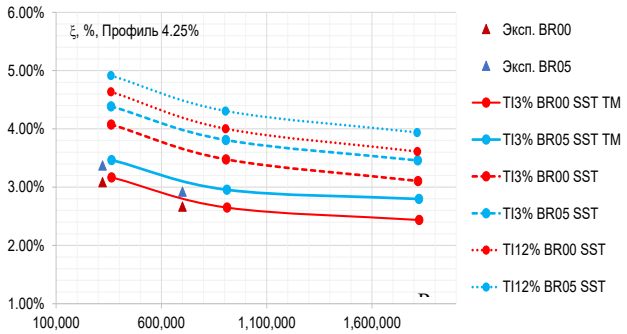


Рис. 9. Влияние числа Рейнольдса и интенсивности турбулентности TI на потери давления при $M_{iso\ out}$=0,8 для профиля A

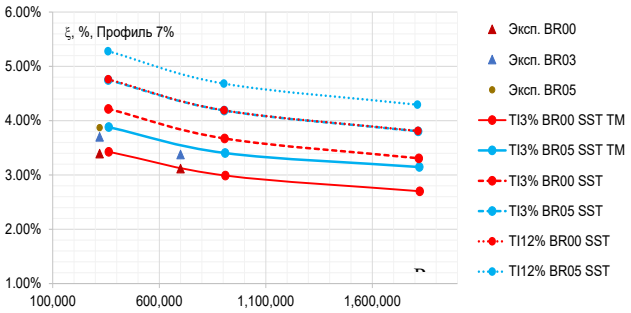


Рис. 10. Влияние числа Рейнольдса и интенсивности турбулентности TI на потери давления при $M_{iso\ out}$=0,8 для профиля A

4 Заключение

Исследование профилей с подрезанными выходными кромками двух типов показало:

1. Эффект «жидкого горла» наблюдается у профилей с меньшей относительной толщиной выходной кромки (4.25%), приводя к снижению расхода на входе в каскад до 3% при BR=1.
2. Для профилей с большей толщиной кромки (7.00%) эффект отсутствует: выдуваемый газ полностью переходит в кромочный след, не влияя на основной поток.
3. Масса выдуваемого потока достигает 1.4% от основного при BR=1. В реальных условиях значение может превышать 3%.
4. Численное моделирование подтвердило точность прогнозирования эффекта, согласуясь с экспериментальными данными.
5. При $M_{iso\ out}$ = 0.6–0.8 потери кинетической энергии остаются стабильными, аналогично базовому профилю [14].
6. Рост потерь при $M_{iso\ out}$ = 0.9 связан с появлением локальных сверхзвуковых зон на спинке профиля.
7. Число Re и уровень турбулентности оказывают значимое влияние на потери полного.

Список использованных источников

[1] Baek S. et al., Investigation of the relationship between the 3D flow structure and surface heat transfer within a realistic gas turbine blade trailing edge internal serpentine cooling channel, Int. J. Heat Mass Transfer, 2022

[2] Ye L. et al., Cooling characteristics of the trailing-edge slot downstream from internal multi-ribbed channel, Int. J. Heat Mass Transfer, 2022

[3] Armellini A. et al., Experimental assessment of the aero-thermal performance of rib roughened trailing edge cooling channels for gas turbine blades, Appl. Therm. Eng., 2013

[4] Liang C. et al., Experimental and numerical study of turbulent flow and heat transfer in a wedge-shaped channel with guiding pin fins for turbine blade trailing edge cooling, Int. J. Heat Mass Transfer, 2021

[5] Schneider H. et al., Large-eddy simulations of trailing edge cutback film cooling at low blowing ratio, Int. J. Heat Fluid Flow, 2010

[6] Schneider H. et al., Coherent structures in trailing-edge cooling and the challenge for turbulent heat transfer modelling, Int. J. Heat Fluid Flow, 2015

[7] Effendy M. et al., Des study of blade trailing edge cutback cooling performance with various lip thicknesses, Appl. Therm. Eng., 2016

[8] Murata A. et al., Arrangement effects of inclined teardrop-shaped dimples on film cooling performance of dimpled cutback surface at airfoil trailing edge, Int. J. Heat Mass Transfer, 2017

[9] Luo Y. et al., Numerical investigation on the biomimetic trailing edge of a high-subsonic turbine blade, Aerosp. Sci. Technol., 2019

[10] Liang C. et al., Experimental and numerical study of turbulent flow and heat transfer in a Wedge-shaped channel with guiding pin fins for turbine blade trailing edge cooling, Int. J. Heat Mass Transfer, 2021

[11] Lu S. et al., Cutback squealer tip trailing edge cooling performance, Int. J. Heat Mass Transfer, 2020

[12] Yang Z. et al., An experimental investigation on the trailing edge cooling of turbine blades, J. Propuls. Power, 2012

[13] Chingulpitak S. et al., Experimental and numerical investigations of heat transfer and flow characteristics of cross-cut heat sinks, Int. J. Heat Mass Transfer, 2016

[14] Грибин В.Г., и др., Формирование граничных условий при экспериментальном исследовании

плоских малоканальных решёток турбомашин на трансзвуковых скоростях – Сборник статей, Климовские чтения, 2025 г. – 19 с.

АЛГОРИТМ СОЗДАНИЯ ОДНОМЕРНОЙ МОДЕЛИ СТУПЕНИ ОСЕВОЙ НЕОХЛАЖДАЕМОЙ ТУРБИНЫ ДЛЯ РАСЧЁТА ХАРАКТЕРИСТИК

А.А. Волков, А.С. Соколова, Н.А. Шляховский
ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара

В работе представлено описание алгоритма для быстрого построения одномерной математической модели ступени осевой неохлаждаемой турбины, предназначенной для расчёта её характеристик на любой стадии проектирования. Алгоритм основан на методологии расчёта по среднему диаметру. Включает последовательное выполнение шагов: расчёт кинематических, термодинамических параметров рабочего тела (идеальный газ) с использованием изоэнтропийных соотношений, учёт профильных, вторичных и концевых потерь с применением полуэмпирических моделей. Разработанный алгоритм предоставляет эффективный инструмент, позволяющий проводить многовариантные расчеты и оптимизацию геометрии ступени за секунды, в отличие от ресурсоемких 3D CFD-расчетов. Модель применима для анализа рабочих режимов, оценки влияния конструктивных параметров и в образовательных целях.

ALGORITHM FOR CREATING A ONE-DIMENSIONAL MODEL OF AN UNCOOLED AXIAL TURBINE STAGE FOR PERFORMANCE CALCULATION

A.A. Volkov, A.S. Sokolova, N.A. Shlyahovski
PJSC «Kuznetsov», Samara, Russia

This paper describes an algorithm for rapid development of a one-dimensional mathematical model of an uncooled axial turbine stage, designed to calculate its performance characteristics at any design stage. The algorithm is based on the mean diameter analysis methodology. It involves sequential steps: calculation of kinematic and thermodynamic parameters of the working fluid (ideal gas) using isentropic relations, and accounting for profile, secondary, and tip clearance losses through semi-empirical models. The developed algorithm provides an efficient tool enabling multi-variant calculations and stage geometry optimization within seconds, as opposed to resource-intensive 3D CFD simulations. The model is applicable for operational regime analysis, evaluation of design parameter influence, and educational purposes.

1 Введение

Осевые турбины являются ключевыми преобразователями энергии в современных газотурбинных установках, определяя эффективность и мощность как в авиационных двигателях, так и в стационарной энергетике (газовые и парогазовые электростанции). Ступень турбины – основная функциональная единица, где происходит преобразование тепловой энергии рабочего тела (газа или пара) в механическую работу на лопатках ротора. Точный расчет ее термогазодинамических характеристик (КПД, степень расширения, удельная работа, расход) критически важен на этапах проектирования, оптимизации и анализа рабочих режимов всего двигателя.

Детальное моделирование течения в межлопаточных каналах ступени выполняется методами трехмерной вычислительной газодинамики (3D CFD). Однако, несмотря на высокую точность, такие расчеты требуют значительных вычислительных ресурсов, времени (часы или дни для одного режима) и высокой квалификации пользователя для построения сеточной модели, настройки расчетной модели и верификации результатов. Эти факторы делают 3D CFD экономически нецелесообразным для выполнения многочисленных итераций на ранних стадиях проектирования, при параметрических исследованиях или быстрой оценке влияния изменений геометрии.

В этом контексте особую ценность приобретают одномерные (1D) математические модели, основанные на расчете параметров потока по так называемому среднему диаметру с использованием полуэмпирических корреляций для учета основных потерь. Основные преимущества 1D-подхода включают:

5) экстремально высокую скорость расчета (секунды или доли секунды на режим);
6) минимальные требования к вычислительным ресурсам (возможность реализации даже в среде Excel);
7) прозрачность физических основ и легкость параметризации;
8) идеальное соответствие задачам предварительного проектирования, многовариантных расчетов и оптимизации.

Предлагаемый в данной работе алгоритм создания одномерной модели ступени осевой турбины фокусируется на стационарном режиме работы и предполагает следующие ключевые допущения:

1) адиабатичность течения: теплообмен потока со стенками пренебрегается;

2) отсутствие охлаждения: модель предназначена для ступеней без системы внутреннего или пленочного охлаждения лопаток;

3) расчет по среднему диаметру: распределение параметров по высоте лопатки не учитывается;

4) установившийся режим: неустановившиеся процессы (пуски, сбросы нагрузки) не рассматриваются;

5) идеальный газ: используется уравнение состояния идеального газа.

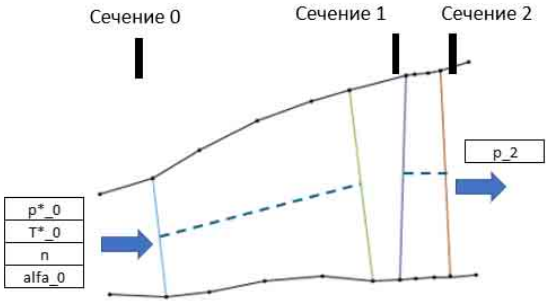
Основными выходными параметрами предлагаемой модели являются:

1) коэффициент полезного действия (КПД);
2) степень расширения;
3) пропускная способность.

Целью настоящей работы является описание структурированного алгоритма построения такой одномерной модели ступени неохлаждаемой осевой турбины, пригодной для быстрого и достаточно точного расчета ее основных характеристик в рамках заданных допущений.

2 Методология и алгоритм

Метод расчёта сформирован таким образом, что в качестве режимных параметров используются граничные условия, привычные для выполнения трёхмерных расчётов, которые приведены на рис. 1.



Исходные данные: газодинамика				
№	Наименование	Параметр	Значение	Размерность
1	Полное давление на входе	p*_0		[Па]
2	Полная температура на входе	T*_0		[К]
3	Статическое давление на выходе	p_2		[Па]
4	Частота вращения вала	n		[об/мин]
5	Угол потока на входе	alfa_0		[град]

Рис. 1. Граничные условия для выполнения расчёта

Минимальное количество параметров необходимых для определения геометрии приведено на рис. 2.

Исходные данные: геометрия				
1	Средний диаметр в сечении 1	D_1_ср		[м]
2	Средний диаметр в сечении 2	D_2_ср		[м]
3	Высота лопатки в сечении 1	h_1		[м]
4	Высота лопатки в сечении 2	h_2		[м]
5	Конструктивный угол в сечении 0	alfa_0_л		[град]
6	Эффективный угол в сечении 1	alfa_1_эф		[град]
7	Конструктивный угол РК в сечении 1	betta_1_л		[град]
8	Эффективный угол РК в сечении 2	betta_2_эф		[град]
9	Масштабный коэффициент на площадь горла СА	k_F1_горло		[-]
10	Масштабный коэффициент на площадь горла РК	k_F2_горло		[-]
11	Количество лопаток СА	z_ca		[шт]
12	Количество лопаток РК	z_рк		[шт]
13	Диаметр выходной кромки СА	d2_ca		[м]
14	Диаметр выходной кромки РК	d2_рк		[м]
15	Максимальная толщина СА	c_m_ca		[м]
16	Максимальная тощина РК	c_m_рк		[м]
17	Хорда СА	b_ca		[м]
18	Хорда РК	b_рк		[м]

Рис. 2. Граничные условия для выполнения расчёта

Параметры рабочего тела вычисляются с учётом переменной теплоемкости.

Алгоритм расчёта.

1) задаётся начальная величина статического давления в сечении 1;

2) задаются начальные значения коэффициентов скорости в СА и РК: φ и ψ;

3) задаётся начальное значение показателя адиабаты;

4) определяется значение газодинамической функции;

$$\pi_{\lambda c1s} = \frac{p_1}{p_0^*} \quad (1)$$

5) определяется приведенная изоэнтропическая скорость в абсолютном движении в сечении 1;

$$\lambda_{c1s} = f(\pi_{\lambda c1s}) \quad (2)$$

6) определяются газодинамические функции при условии отсутствия потерь: $q_{\lambda c1s}, \tau_{\lambda c1s}, \varepsilon_{\lambda c1s}$;

7) определяется значение действительной приведенной скорости;

$$\lambda_{c1} = \varphi \cdot \lambda_{c1s} \quad (3)$$

8) определяются значения газодинамических функций по приведенной скорости, учитывающей потери;

9) определяется значение критической скорости $c_{1\text{кр}}$ для сечения 1;

10) определяется значение действительной скорости для сечения 1;

$$c_1 = c_{1\text{кр}} \cdot \lambda_1 \quad (4)$$

11) рассчитываются проекции абсолютной скорости на осевое и окружное направление c_{1a}, c_{1u};

12) определяется статическая температура в сечении 1;

13) определяется окружная скорость в сечении 1;

14) определяется окружная проекция относительной скорости;

15) определяется относительная скорость в сечении 1;

16) определяется угол потока в относительном движении в сечении 1;

17) определяется температура торможения в относительном движении в сечении 1;

18) определяется полное давление в относительном движении в сечении 1;

19) из уравнения неразрывности для изоэнтропийного течения определяется газодинамическая функция в горле СА;

20) по полуэмпирическим зависимостям приведенным в [1…3] определяются величины профильных и вторичных потерь до горла;

21) рассчитывается расход в горле соплового аппарата (СА);

22) по полуэмпирическим зависимостям [1…3] рассчитываются кромочные, волновые и вторичные потери после горла СА;

23) рассчитываются параметры за венцом (сечение 1);

24) для рабочего колеса (РК) рассчитывается значение газодинамической функции от приведенной изоэнтропической скорости в относительном движении;

$$\pi_{\lambda w2s} = \frac{p_2}{p_{1w}^*} \qquad (5)$$

25) последующий алгоритм расчёта РК соответствует пунктам 3…23 СА за исключением того, что параметры определяются в относительном движении;

26) определяется работа на рабочем колесе с помощью уравнения Эйлера;

27) определяется полная энтальпия на входе в турбину;

28) рассчитывается энтальпия на выходе из турбины как сумма полной энтальпии на входе и работы на рабочем колесе (работа на РК имеет отрицательный знак);

29) определяется полная температура на выходе из турбины;

30) определяется полное давление на выходе из турбины;

31) рассчитывается температура при изоэнтропическом расширении;

32) рассчитывается КПД турбины.

Уточнение заданных начальных значений параметров выполняется путём итеративного поиска статического давления в сечении 1. Критерием завершения является достижение заданного количества итераций или заданной точности. Функцией для поиска решения выступает ошибка по расходу в сечении горла соплового аппарата и горла рабочего колеса выраженная как разность расходов в квадрате.

Структурная схема алгоритма приведена на рис. 3.

Рис. 3. Структурная схема 1D прямого расчета ступени турбины

3 Результаты, выводы и перспективы

Применение разработанного алгоритма позволяет выполнять расчёты как турбин низкого давления (запертых по горлу рабочего колеса), так и турбин высокого давления (запертых по горлу соплового аппарата). Пример расчета характеристики турбины высокого давления без учёта потерь и с учётом потерь при постоянных оборотах приведен на рис. 4.

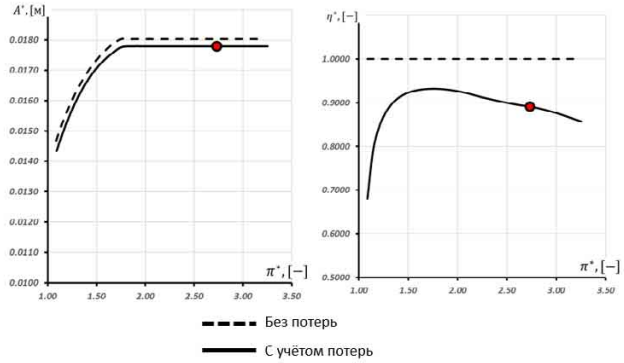


Рис. 4. Пример расчёта характеристики турбины высокого давления с учётом и без учёта потерь

Пример расчёта характеристики турбины низкого давления приведён на рис. 5.

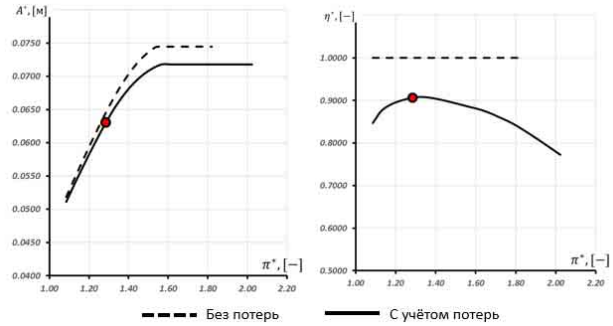


Рис. 5. Пример расчёта характеристики турбины низкого давления с учётом и без учёта потерь

Одномерная модель турбины с применением представленного алгоритма может быть использована для решения задачи идентификации, которая в рамках интегрального уровня потерь может быть решена 2-мя последовательными шагами:

1) коррекция интегрального уровня потерь;

2) коррекция потерь от угла атаки.

Изменение характеристики для 1 шага идентификации приведено на рис. 6.

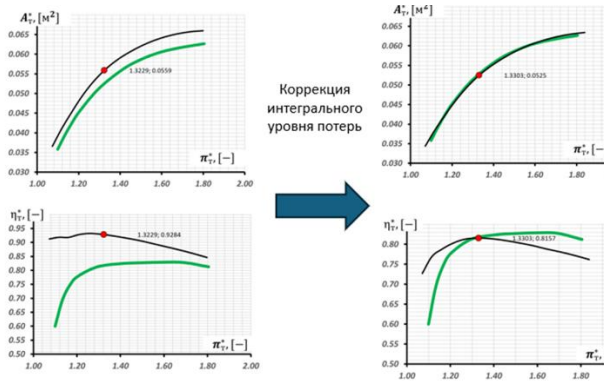


Рис. 6. Пример идентификации 3D расчета ступени турбины с применением разработанной 1D модели прямого расчета путем коррекции интегрального уровня потерь

Изменение характеристики для 2 шага идентификации приведено на рис. 7.

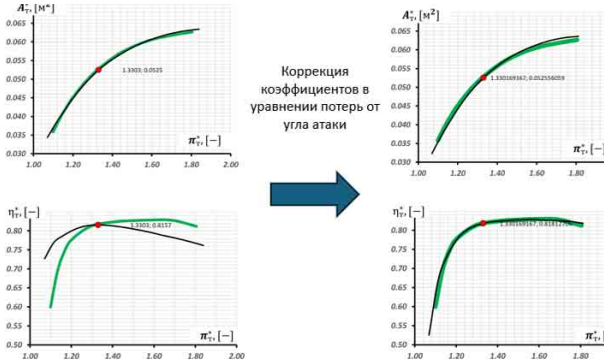


Рис. 7. Пример идентификации 3D расчета ступени турбины с применением разработанной 1D модели прямого расчета путем коррекции потерь от угла атаки

Разработан алгоритм, который позволяет эффективно рассчитывать основные характеристики ступени неохлаждаемой осевой турбины.

Модель обеспечивает приемлемую точность для предварительного проектирования при минимальных вычислительных затратах.

Перспективы развития представленного алгоритма:

1) учет радиального равновесия (квази-3D);
2) интеграция модели охлаждения;
3) использование улучшенных моделей потерь;
4) расширение алгоритма на многоступенчатую турбину.

Работа выполнена при финансовой поддержке министерства науки и высшего образования Самарской области.

Список использованных источников

[1] Эпштейн В.Л. Гидродинамические исследования турбинных решёток. Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук.

[2] Мухтаров М.Х., Кричакин В.И. Методика оценки потерь в проточной части осевых турбин при расчете характеристик // Теплоэнергетика. 1969. № 7.

[3] Мамаев Б.И., Клебанов А.Г. Профильные потери в турбинной решетке // Теплоэнергетика. 1970. № 6.

ПЛЕНОЧНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ: СОГЛАСОВАНИЕ МОДЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА И РАСЧЕТА

П.В. Скворцов[1], Е.Ю. Семакина[1], В.А. Черников[1], М.Г. Черкасова[2]
[1] СПбПУ Петра Великого, Санкт-Петербург
[2] АО «Силовые машины», Санкт-Петербург

Объектом исследования является рабочая лопатка первой ступени высокотемпературной газовой турбины с конвективно-пленочным охлаждением. С применением аддитивных технологий изготовлен стенд для продувки модельной лопатки в масштабе 2:1, а также в программе Ansys CFX создана конечно-элементная расчетная модель исследуемой области. Проведена оценка согласованности полученных экспериментальных данных с результатами расчетов в части распределения температуры по поверхности пера лопатки.

FILM COOLING OF THE GAS TURBINE ROTOR BLADE: MATCHING OF MODEL EXPERIMENT AND CALCULATION

P.V. Skvortsov[1], E.U. Semakina[1], V.A. Chernikov[1], M.G. Cherkasova[2]
[1] SPbPU, Saint-Petersburg, Russia
[2] JSC “Power machines”, Russia

The object of the study is the first-stage rotor blade of a high-temperature gas turbine with convective-film cooling. A bench for blowing of the model blade on a scale of 2:1 has been built using additive technologies, and a finite-element calculating model of the subject area has been created in the Ansys CFX program. The agreement between the experimental data and calculation results in terms of temperature distribution on the blade surface was evaluated.

1 Введение

Тренд к повышению температуры газа перед турбиной определяет для конструкторов и исследователей новые задачи и проблемы при проектировании систем конвективно-пленочного охлаждения. Решение указанных задач в обозримые сроки препятствует применению принципиально новых, инновационных решений, таких как: пористое проникающее охлаждение, фасонные формы отверстий охлаждения, углубления на охлаждаемой поверхности и т.д. Наиболее коротким, а, значит, быстрым путем оптимизации системы пленочного охлаждения является численное моделирование потока в каналах решетки охлаждаемых лопаток при условии адекватной численной модели течения. Для валидации численной модели необходимы экспериментальные данные по трехмерному течению в решетках охлаждаемых лопаток.

В данной работе были апробированы методы и технологии экспериментального исследования аэродинамики потока в межлопаточном канале турбинной ступени с выдувом охлаждающего воздуха; проведено расчетное сопровождение эксперимента для частичной верификации по температурному полю на поверхности лопатки, а также для определения аэродинамических факторов и явлений, влияющих на эффективность пленочного охлаждения. Многочисленные расчетно-экспериментальные исследования течения потоков охладителя на плоской поверхности направлены на исследование различных форм и конфигураций отверстий охлаждения, оценку применимости моделей турбулентности для корректной имитации растекания пленки охладителя [1, 2, 3, 4, 5], а также на изучение процессов смешения основного потока и охладителя. Однако моделирование этих явлений на плоскостях является слишком упрощенным по сравнению с реальным течением в межлопаточных каналах со сложными криволинейными поверхностями. Для решения практических задач при исследовании пленочного охлаждения в турбинах важно рассматривать аэродинамику потоков охладителя в реальных проточных частях газовых турбин [6].

2 Экспериментальное исследование

Цель экспериментального исследования – изучение качества пленочного слоя охладителя и его влияния на основной поток в межлопаточном канале, а

также получение данных для валидации численной модели течения.

Для проведения экспериментального исследования была создана секторная модель рабочей лопатки в масштабе 2:1. Применение секторной модели (кольцевой решетки) дает более достоверную картину эффективности охлаждения чем при исследовании прямой решетки [7]. Все элементы модели изготовлены методом фотополимерной печати, что обеспечивает высокую точность геометрии и позволяет беспрепятственно моделировать дискретные отверстия охлаждения малых диаметров. Кроме того, фотополимерная смола обладает относительно низким коэффициентом теплопроводности, что важно для минимизации влияния конвективной составляющей охлаждения. Рассмотрение пленочной составляющей охлаждения, без учета конвективной, не приводит к существенному искажению картины течения и является допустимым [8]. Вид напечатанной рабочей лопатки представлен на рисунке 1.

Рис. 1. Модельная рабочая лопатка 1-й ступени газовой турбины стационарной ГТУ

Для обеспечения угла входа β_1 транзитного потока в решетку рабочих лопаток в относительном движении перед секторной моделью в проточной части рабочей решетки установлен предварительный направляющий аппарат (ПНА). Его фото представлено на рисунке 2.

Рис. 2. Предварительный направляющий аппарат

В секторной модели организован подвод воздуха охлаждения во внутренние полости рабочей лопатки через отдельную магистраль. Для измерения расхода транзитного потока используется стандартное расходомерное сопло, а для потока охладителя - расходомерная шайба. Стенд является «холодным»: температура транзитного потока 60…70°C, а охладителя - 40…45°C. В стенках межлопаточного канала выполнены отверстия, закрытые кварцевыми стеклами, через которые при помощи тепловизора снимается температурное поле на поверхности лопатки. Вид окон для тепловизора представлен на рисунке 3.

Рис. 3. Окна для тепловизора

На входе и выходе из решетки установлены пятиканальные пневмометрические 3D-зонды с координатными устройствами для траверсирования 3D потока. Одновременно с траверсированием потока в обводах корневого, среднего и периферийного сечений измерялись статические давления. В трех сечениях пера лопатки вмонтированы ряды температурных датчиков – термисторов для измерения температур потока в пристенном слое. Размер термистора 0,3x0,6 мм, что позволяет исключить влияние выступающей части датчика на пристеночное течение. Термисторы калибруются по двум платиновым датчикам температуры с известными переходными характеристиками. Термисторы, гребенка полного давления и пятиканальный пневмометрический зонд представлены на рисунке 4.

(а) (б)

Рис. 4. Термисторы (а) и зонды (б)

Исследования проводились для трех режимов по соотношению плотностей тока: 0,5; 1 и 2. Критерии геометрического (масштаб), кинематического (треугольники скоростей за счет применения ПНА) и динамического (число Рейнольдса) подобия выполнены достаточно точно по сравнению с натурными величинами. Подобие по критерию Маха выдержать не представляется возможным из-за прочностных свойств применяемой смолы, однако вариантные расчеты показали незначительное

изменение картины течения охладителя вдоль поверхности с увеличением числа Маха.

2 Расчетная модель

Расчетная модель состоит из четырех основных доменов:

- домен предварительного направляющего аппарата (ПНА);

-домен рабочей лопатки и внутренних полостей охлаждения;

- два домена возле боковых стенок.

В каждой расчетной области к твердым поверхностям выполнены сгущения сетки для корректного моделирования пристеночных течений. Расчет выполнялся в адиабатной стационарной постановке, метод расчета – RANS, модель турбулентности – SST. Модель SST, в исходном виде или адаптированная по параметру турбулентного числа Прандтля Pr_t, широко применяется в расчетных исследованиях пленочного охлаждения в решетках турбомашин и корректно передает реальную картину течения охладителя [8, 9, 10, 11, 12].

Расчетная сетка домена ПНА состоит из 7.581.908 тетраэдрических элементов (1.511.925 узлов). В сопловом аппарате натурной турбины из-за выдува охлаждающего воздуха на поверхности втулок происходит отклонение потока от заданного угла α_1 в корневом и периферийном сечениях, что моделируется вторым рядом невысоких дополнительных лопаток. Общий вид расчетной модели представлен на рисунке 5.

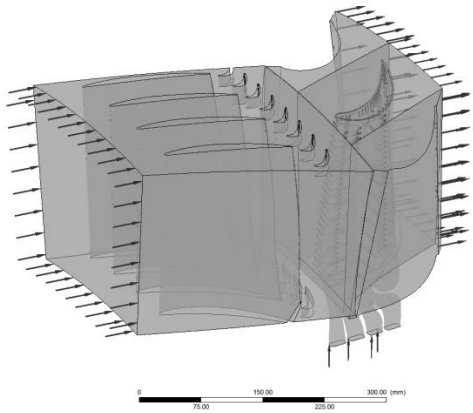


Рис. 5. Общий вид расчетной модели

Расчетная сетка центрального домена РЛ насчитывает 4.586.711 тетраэдрических элементов (958.226 узлов). Одним из ключевых моментов при построении сетки было обеспечение высокого качества сетки в отверстиях для выдува охладителя на поверхность лопатки. Боковые домены РЛ состоят из 1.603.838 тетраэдрических элементов (328.144 узлов). Боковые домены моделируют стенки, образующие два межлопаточных канала, в которых исследуется течение рабочего тела. Домен РЛ представлен на рисунке 6.

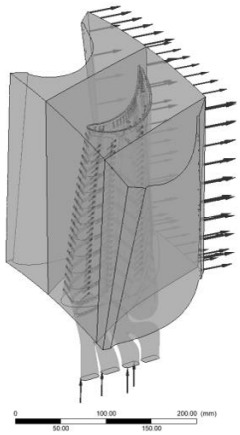


Рис. 6. Домен РЛ

3 Сопоставление результатов

Результатами экспериментальной части исследования являются:

- 3D поля параметров транзитного потока на входе и выходе из канала рабочей решетки (результаты траверсирования);

- качественная картина теплового состояния поверхности лопатки (данные тепловизора);

- значения температур пристенного слоя в точках расположения термисторов.

- значения расходов транзитного потока и воздуха охлаждения.

Численное моделирование позволило предварительно определить расходы воздуха (транзитного и охлаждающего) для обеспечения требуемых режимов по соотношению плотностей тока в рамках возможностей стендовых систем и с учетом прочности деталей воздушного тракта.

В результате расчета построено распределение температуры на поверхности пера лопатки.

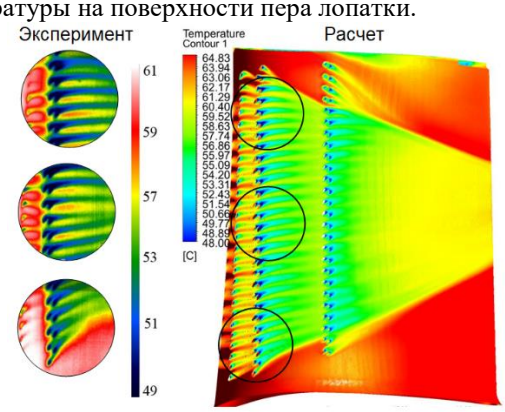


Рис. 6. Распределение температуры на выпуклой поверхности лопатки в эксперименте и в расчете на одном из режимов

Неточности тепловизионной съемки, вызванные неточностями задания коэффициента излучения поверхности, учетом температуры отраженного излучения, учетом поглощения излучения воздушной

средой, погрешностями калибровки тепловизора и другими факторами, устраняются путем обработки термограмм по измерениям температуры в известных точках на поверхности РЛ. Цель обработки термограмм - переход от радиационной температуры, регистрируемой тепловизором, к истинным температурам поверхности. Обработку термограмм проводят для получения с более высокой точностью записанного в цифровом виде теплового изображения распределения температуры на поверхности при тепловизионной съемке.

Картины растекания охладителя по поверхности лопатки в расчете и эксперименте схожи, об этом можно судить по наложению снимков с тепловизора на распределение температуры по поверхности лопатки в расчете (рисунок 6).

Визуализация течения охладителя производилась путем подмешивания пара, получаемого испарением сухого льда в подогреваемом бойлере-испарителе.

3 Заключение

В результате работы можно сделать вывод, что апробированные методы изготовления модельной лопатки, измерения температурного поля и параметров потока могут быть использованы для дальнейших углубленных исследований пленочного охлаждения сопловых и рабочих лопаток. Описанный подход применим для проведения работ по оптимизации систем охлаждения, исключения зон перегрева, исследования аэродинамических аспектов ламинарно-турбулентного перехода, размывания барьерной пленки охладителя, влияния истечения охлаждающего воздуха на характеристики ступени.

Список использованных источников

[1] Адаптация k-ε модели турбулентности для моделирования пленочного охлаждения за двумя рядами отверстий в сферических углублениях / А.А. Халатов, М.В. Безлюдная, Ю.Я. Дашевский, С.Д. Северин, И.И. Борисов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. Современные технологии в газотурбостроении. — 2013. — № 63 (3/12). — с. 4—8. — ISSN 1729-3774 — УДК 621.15.038

[2] Адаптация SST модели турбулентности для моделирования пленочного охлаждения плоской пластины / В.Ю. Петельчиц, А.А. Халатов, Д.Н. Письменный, Ю.Я. Дашевский // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. Современные технологии в газотурбостроении. — 2013. — № 63 (3/12). — с. 25—29. — ISSN 1729-3774 — УДК 621.438-226.2:536.24

[3] Валидация модели турбулентности для определения теплового состояния лопаток газовых турбин / А.В. Гаскаров, С.Е. Пискунов, Д.А. Попов, С.И. Сендюрёв // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. — 2021. — с. 64—76. — DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.07 — УДК 62-97

[4] Компьютерное моделирование пленочного охлаждения при подаче охладителя через парные отверстия / Н.А. Панченко // Вестник двигателестроения. — 2015. — № 2. — с. 47—51. — ISSN 1727-0219 — УДК 621.45.038

[5] Пленочное охлаждение плоской поверхности двухрядной системой отверстий в сферических углублениях / А.А. Халатов, И.И. Борисов, А.С. Коваленко, Ю.Я. Дашевский, С.Д. Северин, С.В. Шевцов, М.В. Безлюдная // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. Современные технологии в газотурбостроении. — 2012. — № 57 (3/10). — с. 4—8. УДК 621.45.038

[6] Chernobrovkin A., Lakshminarayana B. Numerical simulation and aerothermal physics of leading edge film cooling // ASME Paper. P. 98-GT-504

[7] Экспериментальное исследование эффективности воздушного конвективно-пленочного охлаждения сопловой лопатки первой ступени турбины / К.Д. Андреев, А.В. Липин, В.Г. Полищук, В.А. Рассохин, Н.П. Соколов, А.В. Назаренко // Теплоэнергетика. — 2008. — № 3. — с. 41—47. — ISSN: 0040-3636 — УДК 621.438:533.634.6

[8] Исследование влияния параметров перфорации пленочного охлаждения лопатки турбины на результаты расчета эффективности охлаждения / А.А. Волков, А.Р. Сулейманов, И.А. Кудряшов, Г.М. Попов // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Сборник докладов Международной научно-технической конференции, том 1. — 2021. — с. 405—406. — УДК 621.7

[9] Разработка системы охлаждения и верификация результатов моделирования температурного состояния лопатки газовой турбины / А.В. Викулин, В.А. Земляная, Е.Н. Жильцова // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т. 20. — 2018. — № 6. — с. 114—121. — УДК 536.2 4.083 : 621.45.038 : 621.452.3

[10] Матвеев В.Н., Мельников С.А., Попов Г.М. и др. Результаты сопряжённого моделирования и анализа теплового состояния рабочей лопатки турбины высокого давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника технологии и машиностроение. – 2023. Т. 22, №1. – С. 98-111.

[11] Повышение эффективности пленочного охлаждения трактовых полок соплового аппарата

турбины / И.С. Добровольский, А.Е. Ремизов, К.А. Виноградов // Вестник РГАТА имени П.А. Соловьева. — 2017. — № 3 (42). — с. 46—50. — ISSN: 2073-8072

[12] Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества пленочного охлаждения спинки сопловых лопаток турбин / А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов // Вестник УГАТУ. Т. 16. — 2012. — № 5 (50). — с. 20—27. — УДК 629.735.03-226.2

ОБОСНОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА ГАРМОНИЧЕСКОГО БАЛАНСА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ В ОХЛАЖДАЕМОЙ ТУРБИННОЙ СТУПЕНИ

Н.Б. Кузнецов[1], А.И. Якунин[1], Н.Н. Кортиков[1], Д.К. Попова[1]
[1] АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

Нестационарный характер присущ потоку газа в турбомашинах. Основными источниками нестационарности в ступени турбины являются: дозвуковое потенциальное взаимодействие, взаимодействие ударных волн и взаимодействие следа, а также температурная неравномерность на выходе камеры сгорания. Обзор литературы показал отсутствие доказательной базы эффективности метода гармонического баланса при моделировании нестационарных эффектов в случае охлаждаемых ступеней турбин при реальных условиях их эксплуатации. В данной работе система охлаждения включала в себя системы завесного охлаждения, системы перфораций верхней и нижней полок соплового аппарата, перфорацию сопловых лопаток, выдув через выходную кромку сопловой и рабочей лопаток.

SUBSTANTIATION OF THE EFFECTIVENESS OF THE HARMONIC BALANCE METHOD FOR MODELING NON-STATIONARY PROCESSES IN A COOLED TURBINE STAGE

N.B. Kuznetsov[1], A.I. Iakunin[1], N.N. Kortikov[1], D.K. Popova[1]
[1]JSC UEC-Klimov, Saint Petersburg

The unsteady nature is inherent in the gas flow in turbomachines. The main sources of instability in the turbine stage are subsonic potential interaction, interaction of shock waves and trace interaction, as well as temperature unevenness at the outlet of the combustion chamber. A review of the articles showed the lack of evidence base for the effectiveness of the harmonic balance method in modeling non-stationary effects in the case of cooled turbine stages under real operating conditions. In this work, the cooling system included curtain-cooling systems, perforation systems of the upper and lower walls of the nozzle apparatus, perforation of the nozzle vane, blowing

1 Введение

Нестационарный характер присущ потоку газа в турбомашинах. Он обусловлен газодинамическим взаимодействием соседних неподвижных и вращающихся решеток профилей (статор-ротор взаимодействием). Основными источниками нестационарности в ступени турбины являются: дозвуковое потенциальное взаимодействие, взаимодействие ударных волн и взаимодействие следа, а также температурная неравномерность на выходе камеры сгорания [1].

Неравномерность температурного поля на входе в решетку соплового аппарата (выход камеры сгорания) влияет на тепловое нагружение лопаток ротора: в межлопаточных каналах ротора поток сегрегируется (разделяется): “горячие” слои перемещаются к поверхности корыта лопатки, а “холодные” слои – к поверхности спинки. В результате осредненная по времени температура корыта лопатки выше температуры спинки. Данное явление называется «температурной сепарацией», которое подтверждено экспериментально [2-4] (рис. 1).

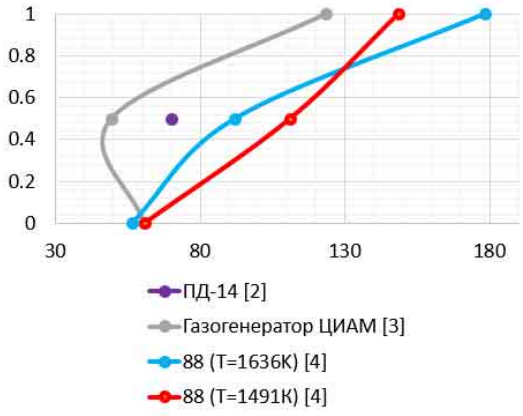


Рис. 1. Разница температур корыта и спинки на рабочих лопатках (опытные данные)

В данной работе был рассмотрен перспективный вариант численного решения рассматриваемого класса задач, основанный на методе НВ и встроенный в пакет

STAR-CCM + [6]. Временно-периодическое решение, полученное при помощи метода гармонического баланса, представляется в виде ряда Фурье

$$W(\vec{r},t)=\sum_{m=-M}^{M} W_m(\vec{r})\exp(i\omega mt) \quad (1),$$

где M – число гармоник. Обзор литературы [5-7] показал отсутствие доказательной базы эффективности применения метода гармонического баланса (НВ) при моделировании нестационарных эффектов в случае **охлаждаемых** ступеней турбин **при реальных условиях** их эксплуатации. Главным условием успешного применения метода НВ является, во-первых, обоснование правомерности перехода от реального количества лопаток в венце рабочего колеса к одному межлопаточному каналу с применением условий периодичности; во - вторых, определение количества мод для адекватного описания переноса нестационарных возмущений в проточной части ступени.

2 Метод URANS (Time Domain)

В качестве объекта исследования выбрана ступень двигателя семейства РД33. Ступень состоит из 27 сопловых лопаток и 84 рабочих лопаток. Система охлаждения включала в себя системы завесного охлаждения, системы перфораций верхней и нижней полок соплового аппарата, перфорацию сопловых лопаток, выдув через выходную кромку сопловой и рабочей лопаток. Расчет газодинамических процессов в турбинной ступени проводился в программном комплексе STAR-CCM+ в трехмерной постановке.

За эталон было принято решение, полученное с помощью метода URANS со скользящими сетками. Расчетная область для метода URANS включает в себя 9 межлопаточных каналов соплового аппарата и 28 межлопаточных каналов рабочего колеса с системой охлаждения рабочей лопатки (рис. 2).

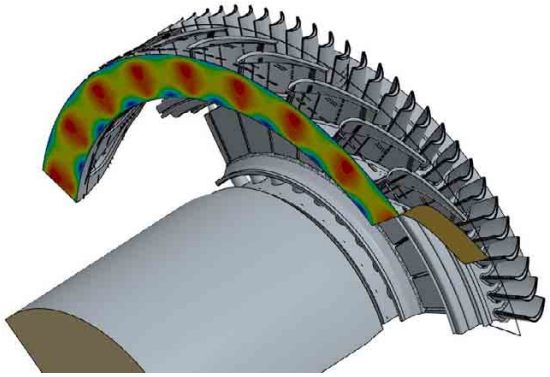


Рис. 2. Расчетная область для метода URANS

Такое количество обусловлено необходимостью соблюсти одинаковую периодичность для всех регионов при использовании метода скользящих сеток, а также необходимостью сохранения периодичности поля температуры, полученного на выходе из камеры сгорания с 24 форсунками. Расчетная сетка составила около 90 млн ячеек.

На рисунке 3*а* и *б* приведены поля температур в среднем сечении для двух различных моментов времени, что демонстрирует принципиально нестационарный характер потока. Также интересно отметить, что нестационарный характер присущ и температурной сепарации, что можно увидеть на рисунке 3*в*, где показано изменение разницы температур между корытом и спинкой рабочей лопатки во времени. Видно, что в некоторые моменты времени спинка становится горячее корыта, однако, осредненная по времени температура корыта лопатки выше температуры спинки.

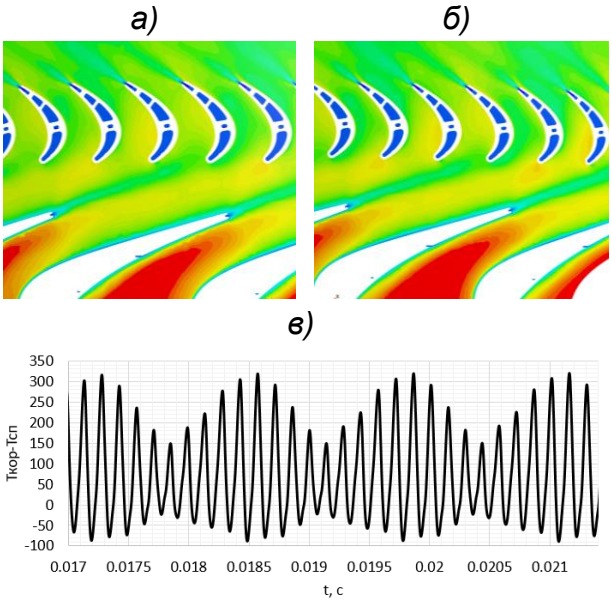


Рис. 3. а) поле температуры в среднем сечении в момент времени t_1; б) поле температуры в среднем сечении в момент времени t_2; в) изменение разницы температур между корытом и спинкой рабочей лопатки во времени

3 Метод НВ (Frequency Domain)

Расчетная область для метода НВ представлена на рисунке 4 и включает в себя один сектор камеры сгорания, один межлопаточных канал соплового аппарата и один межлопаточный канал рабочего колеса с системой охлаждения рабочей лопатки. Для проведения расчетов проточной части газогенератора, содержащей ступень турбины с системой подвода охладителя и заданием натурного распределения температуры на выходе камеры сгорания,

потребовалось около 4 миллионов контрольных объемов расчетной сетки.

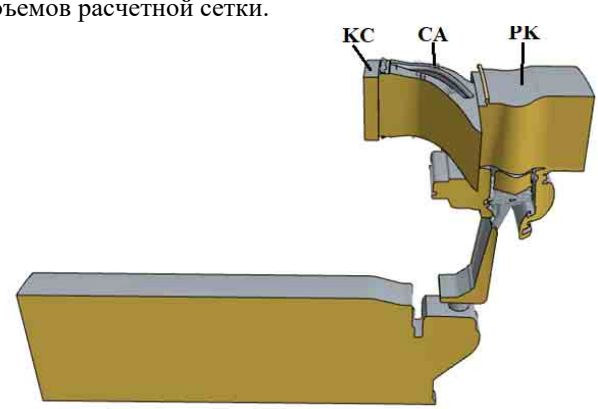


Рис. 4. Расчетная область для метода НВ

Были проведены расчеты для различных соотношений числа мод в камере сгорания, сопловом аппарате и рабочем колесе. Отмечается, что увеличение числа мод ведет к усложнению формы колебаний параметров потока в ступени (от гармонического сигнала до сложного периодического с несколькими локальными экстремумами). Увеличение числа мод для камеры сгорания до трех приводит к возникновению в рабочем колесе высоких «паразитных» частот с высокой амплитудой и «развалу» решения. В дальнейшем, результаты расчетов (рис. 5 - 8) были получены при использовании только одной моды для камеры сгорания.

На рисунках 5 и 6 приведены распределения температур на входе и выходе рабочего колеса для среднего сечения по высоте лопатки в окружном направлении.

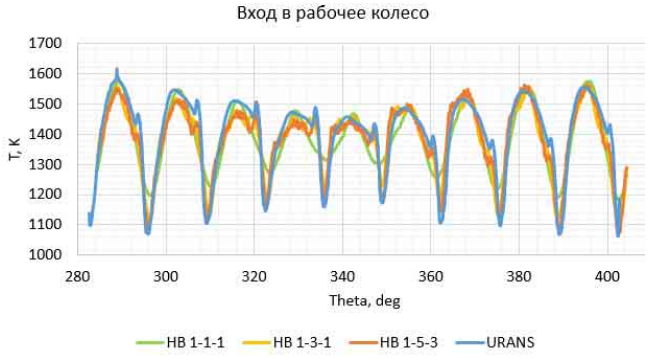


Рис. 5. Распределение температуры на входе в рабочее колесо в окружном направлении

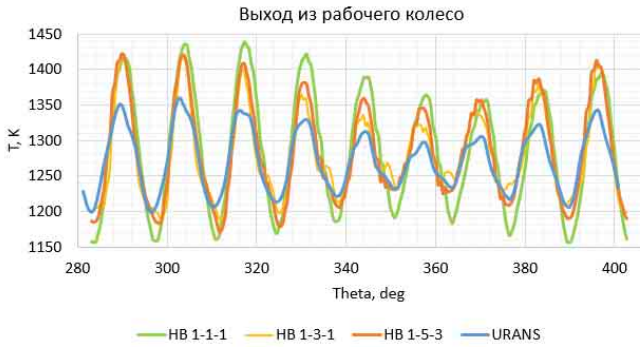


Рис. 6. Распределение температуры на выходе из рабочего колеса в окружном направлении

Наибольшее соответствие методов НВ и URANS наблюдается при соотношении мод 1-3-1 и 1-5-3. Для соотношения 1-3-1 передача полей искомых параметров потока газа через интерфейсы происходит некорректно (рис. 7), в то время как при соотношении 1-5-3 поля передаются корректно (рис. 8). На рисунках 7 и 8 представлены распределения температур по угловой координате в среднем сечении с двух сторон интерфейса между сопловым аппаратом и рабочим колесом.

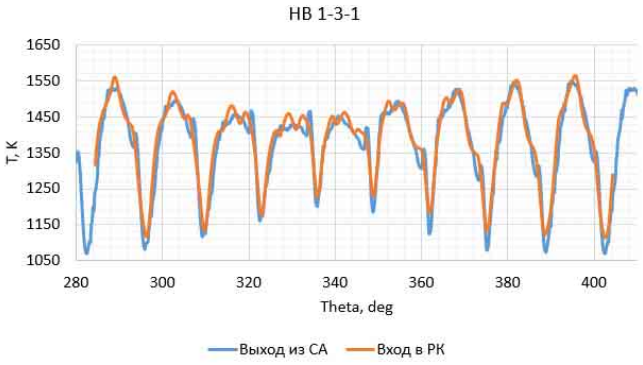


Рис. 7. Передача температурного поля через интерфейс между сопловым аппаратом и рабочим колесом при соотношении мод 1-3-1

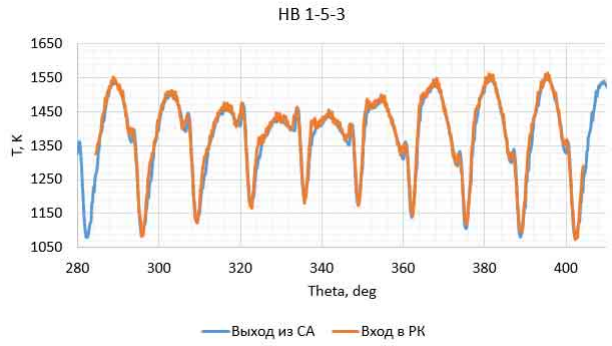


Рис. 8. Передача температурного поля через интерфейс между сопловым аппаратом и рабочим колесом при соотношении мод 1-5-3

Результаты анализа частотного спектра для охлаждаемой ступени турбины представлены в таблице 1. Отмечается удовлетворительное согласование между НВ и URANS по набору доминирующих частот (неопределенность не превышает 7%).

Таблица 1 Сравнение доминирующих частот

F, Гц НВ	F, Гц URANS	delta	Нодальный диаметр
778	749	3.94%	3
6172	6246	1.18%	24
6951	6996	0.64%	27
13123	13993	6.21%	51

Таким образом, **с точки зрения корректной передачи информации,** может быть рекомендован метод гармонического баланса с соотношением числа мод 1-5-3, при котором наблюдается адекватная передача неравномерности параметров потока газа на выходе камеры сгорания в проточную часть соплового аппарата, где происходит смешение с охладителем; в дальнейшем, выполняется условие непрерывности при прохождении потока через интерфейс и вращающееся рабочее колесо ступени турбины.

В работе **валидация** рассмотренных подходов осуществлялась путем сравнения с данными измерений [4], полученные методом ИМТК [3]. Метод ИМТК (монокристаллический измеритель максимальной температуры (рис. 9) использует карбид кремния (в качестве датчика) и керамический насадок диаметром 1,1 мм. Опытные данные подтвердили, что полная температура газа со стороны корыта выше, чем со стороны спинки, что объясняется сегрегацией температурных полей за охлаждаемым сопловым аппаратом. Более того, отмечено, что минимальная температурная сепарация наблюдается в среднем сечении, а в корневом и периферийном сечении она возрастает.

Рис. 9. Фотографии рабочих лопаток с датчиками ИМТК

В результате расчетов была получена температурная сепарация (рис. 10) для двигателя РД-33 [4], величина которой минимальна в среднем сечении и возрастает на втулке и периферии.

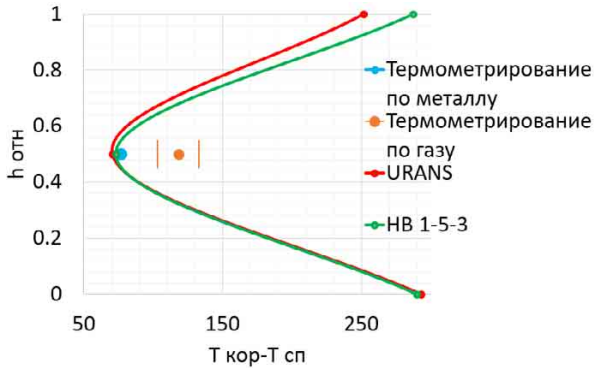


Рис. 10. Температурная сепарация двигателя РД-33

При этом метод гармонического баланса дает удовлетворительную точность и позволяет сэкономить время вычислений в 4 и более раз.

Список использованных источников

[1] Августинович В.Г., Шмотин Ю.Н. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях. М.: Машиностроение, 2005. 536 с.

[2] Сипатов А. М. Решение многодисциплинарных задач газовой динамики при проектировании авиационных двигателей: монография/А.М. Сипатов; РАН, УрО. - Екатеринбург, 2010. 317 с.

[3] Церетели А.А., Ельшин А.А. Определение температуры рабочего тела в турбине с помощью монокристаллического измерителя максимальной температуры. Авиационные двигатели 2 (3). 2019. С. 31-38.

[4] Техническая справка предприятия АО «ОДК-Климов» «Результаты термометрирования рабочих лопаток ТВД на изделии – 3364»

[5] Junge L., Frey C., Ashcroft G., Kügeler E. Simulation of Indexing and Clocking with a New Multidimensional Time Harmonic Balance Approach. Int. J. Turbomach. Propuls. Power. 2024, 4, 9, 17. 20p.

[6] Григорьев А.В., Якунин А.И., Кузнецов Н.Б., Кондратьев В.Ф., Кортиков Н.Н. Расчет нестационарного ротор-статор взаимодействия в турбинной ступени методом гармонического баланса. Научно - технические ведомости. СПбГПУ. 2013. № 1 (166). С.183-191.

[7] Frey C., Ashcroft G., Kersken H-P., Schönweitz D., Mennicken M. Simulation of Indexing and Clocking

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНОГО УГЛА ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ РАБОЧЕГО КОЛЕСА НА ХАРАКТЕРИСТИКУ МАЛОРАЗМЕРНОГО ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА

Д.Р. Хорошавцев[1], Р.Е. Ушаков[1], А.Н. Арбеков[1]
[1] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва,

Работа посвящена изучению влияния закрутки лопатки рабочего колеса при выходе на характеристику центробежного компрессора для инертных газов, применяемых в замкнутых газотурбинных установках космического назначения. Представлены расчетные данные, полученные в ANSYS CFX, для рабочих колес с конструктивным углом при выходе $\beta_{2л}$=65º и $\beta_{2л}$=105º. Проведен анализ зоны автомодельности течения. Приведены характеристики в безразмерных величинах и рассмотрены причины их расхождения.

INFLUENCE OF THE IMPELLER EXIT BLADE ANGLE ON THE PERFORMANCE OF A SMALL-SCALE CENTRIFUGAL COMPRESSOR

D.R. Khoroshavtsev[1], R.E. Ushakov[1], A.N. Arbekov[1]
[1] BMSTU, Moscow, Russia

The study examines how the blade exit angle influences the compressor efficiency of a centrifugal compressor operating with noble gases for closed-cycle gas-turbine systems in space applications. Computational results obtained in ANSYS CFX are presented for impellers with design blade exit angles $\beta_{2л}$=65º and $\beta_{2л}$=105º. The self-similar flow regime is analyzed, and performance characteristics are reported in non-dimensional form. The causes of divergence between the characteristics for the two blade configurations are discussed.

with Harmonic Balance. Int. J. Turbomach. Propuls. Power. 2017, 3, 1; 12p.

1 Введение

Замкнутые газотурбинные установки (ЗГТУ) являются перспективными преобразователями тепловой энергии в электрическую в условиях космоса, а при необходимости и холода в том числе и криогенного уровня. В настоящее время активно прорабатываются концепции ЗГТУ для лунных станций, межпланетных космических кораблей, телескопов [1]. Исследования ЗГТУ с использованием солнечной радиации ведутся в МГТУ им. Н. Э. Баумана более 50 лет [2]. Данная работа является продолжением поузловой доводки ЗГТУ для дальнего космоса.

2 Анализ применяемых рабочих тел

В конструкции космических ЗГТУ применяются центробежные компрессоры, обеспечивающие необходимую степень повышения полного давления.

Применение инертных газов, обладающих низкой химической активностью, в качестве рабочих тел в широком диапазоне температур и давлений позволяет обеспечить значительный (5-10 летний) ресурс непрерывной работы установки.

Использование лёгких рабочих тел, например, гелия обеспечивает высокий КПД цикла благодаря низкой вязкости (снижение потерь на трение) и высокой теплопроводности (обеспечивается эффективный теплообмен с меньшими размерами теплообменников) [3]. Также лёгкие инертные рабочие тела обладают высокой скоростью звука, что предоставляет возможность создания высокооборотных машин.

Напротив, применение тяжелых инертных газов (аргон, криптон), или диоксида углерода позволяет создавать компактные энергоблоки за счет высокой плотности рабочего тела.

Также стоит учитывать себестоимость рабочих тел и количество утечек, исходя из проникающей способности особенно лёгких инертных газов. Однако выбор оптимального рабочего тела требует комплексного анализа термо-газодинамических, конструктивных, технологических и экономических факторов. В данной работе не рассмотрено использование гелия в качестве рабочего тела из-за невозможности создания одноступенчатой машины ввиду его малой плотности. Гелий также обладает высокой текучестью [4], что осложняет конструкцию машины, делает её более требовательной к герметизации.

Согласно уравнению Эйлера при наличии осевого входа в рабочее колесо максимальный напор при одинаковой окружной скорости при выходе будет с закруткой лопаток по вращению ($\beta_{2л}$>90º), так как проекция абсолютной скорости в окружном направлении имеет наибольшее значение. Но

профилирование рабочих колес центробежного компрессора с загнутыми по вращению лопатками, работающего на инертных телах, слабо изучено. Исходя из этого, влияние конструктивного угла при выходе из рабочего колеса имеет значительное влияние на характеристику компрессора.

3 Математическая модель

Для анализа в программе Design Modeler была подготовлена трехмерная модель отсканированного рабочего колеса для дальнейшей загрузки в программу ANSYS Turbogrid, в которой была построена расчетная сетка с 2 млн. элементами на один сектор с углом равным 45 º, представленный на рисунке 1. В качестве граничных условий в программном комплексе ANSYS CFX задавались полные температура и давление на входе в компрессор, частота вращения ротора и статическое давление на выходе из безлопаточного диффузора. В качестве модели турбулентности была выбрана модель SST Menter (Shear Stress Transport), которая сочетает преимущества k-ω модели в пристеночной области и k-ε модели в основном потоке, что делает её особенно эффективной для решения задач с сильными градиентами давления, вращающимися элементами и отрывными течениями.

Рис. 1. Сектор РК со структурированной расчетной сеткой, построенной в модуле Turbogrid ANSYS

Для исследования были выбраны рабочие колеса с $\beta_{2л}$=65º и $\beta_{2л}$=105º. В качестве рабочих тел исследованы воздух, неон аргон и криптон. Рабочая частота вращения ротора составила 23 500 мин$^{-1}$. Были получены расчетные характеристики (рисунок 2 и 3), представленные в безразмерных величинах, которые не зависят от условий, в которых были получены. Преобразование характеристик в универсальный вид основано на теории подобия, согласно которой потоки могут считаются подобными при выполнении геометрического, кинематического (подобия полей скоростей) и динамического (подобия силовых полей) подобий.

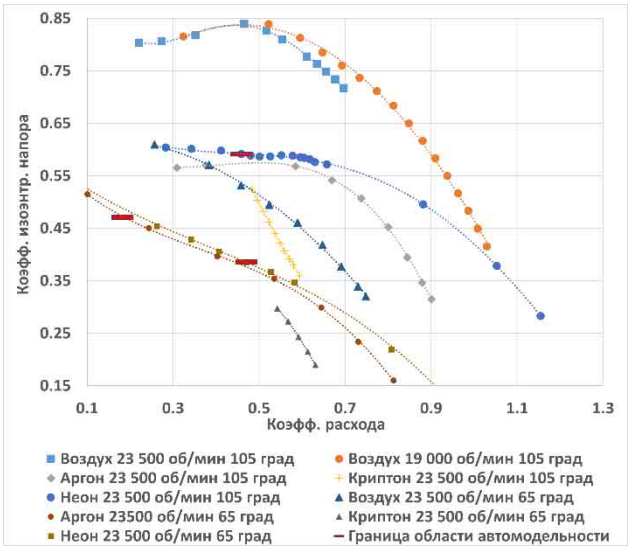


Рис. 2. Зависимость коэффициента изоэнтропического напора от коэффициента расхода для различных рабочих тел с $\beta_{2л}$=65º и $\beta_{2л}$=105º

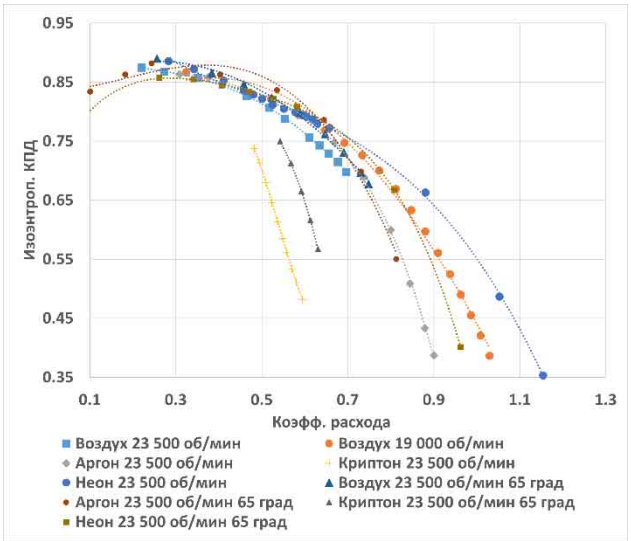


Рис. 3. Зависимость изоэнтропического КПД от коэффициента расхода для различных рабочих тел с $\beta_{2л}$=65º и $\beta_{2л}$=105º

4 Анализ полученных данных

Согласно Эккерту [5], характеристики приведены к зависимостям коэффициента изоэнтропического напора и изоэнтропического КПД от коэффициента расхода. Причём, коэффициент изоэнтропического напора вычисляется по формуле:

$$\overline{H^*} = \frac{H^*}{U_2^2} = \frac{c_p T_1^* (\pi_{РК}^{*\,(\frac{k-1}{k})} - 1)}{U_2^2} \qquad (1)$$

где H^* - изоэнтропический напор; $\pi^*_{РК}$- степень повышения полного давления в РК; k- показатель адиабаты, c_p - удельная теплоёмкость при постоянном давлении; T^*_2- полная температура при выходе из РК; T^*_1- полная температура при входе в РК, u_2- окружная скорость при выходе из РК.

Коэффициент расхода равен:

$$\overline{C_{a2}} = \frac{C_{a2}}{U_2} = \frac{GRT_2^*}{p_2^* F_2 U_2} \quad (2)$$

где c_{a2} - проекция абсолютной скорости на осевое направление при выходе из РК; G- массовый расход воздуха; R- газовая постоянная воздуха; p^*_2- полное давление при выходе из РК; F_2- кольцевая площадь канала при выходе из РК.

Как показало моделирование, наибольшего коэффициента напора требует воздух, что объясняется наибольшим значением удельной теплоемкости у молярной массы из всех рассмотренных газов. Исходя из графика, изображенного на рисунке 2, можно сделать вывод о том, что среди исследуемых инертных газов наибольшего коэффициента напора требует неон, наименьшего криптон. Причём с увеличением угла $\beta_{2л}$ на выходе этот коэффициент растёт, что можно объяснить увеличением окружной составляющей абсолютной скорости на выходе из колеса, приводящим согласно уравнению Эйлера к росту теоретического напора.

Была проведена оценка числа Рейнольдса по расходной скорости на выходе из РК. Согласно [6] при $Re > 2*10^5$ течение в центробежном компрессоре находится в области автомодельности и мало зависит от числа Рейнольдса, который измеряется по меридиональной скорости истечения и ширине канала на выходе. На рисунке 2 отмечена граница данной области, с помощью которой можно объяснить нехарактерную точку перегиба функции.

Вертикальный характер кривой криптона объясняется повышенными значениями степени повышения полного давления в РК ввиду высокой молярной массы. Напорные ветви для различных частот вращения накладываются друг на друга в области повышенных давлений.

Была проведена оценка приведенной скорости на выходе из РК, максимальное значение которой по исследуемым газам не превышает 0,5. На рисунке 3 можно отметить, что КПД мало зависит от выбора рабочего тела и угла $\beta_{2л}$. Различие в КПД ожидается при оценке всей ступени в целом из-за повышенных скоростей на входе в лопаточный диффузор при большой закрутке потока по вращению при выходе из РК. При одинаковом изоэнтропическом КПД коэффициент расхода, а, следовательно, и расходная составляющая абсолютной скорости на выходе из РК увеличивается по мере уменьшения молярной массы инертных газов.

5 Заключение

Полученные характеристики рабочего колеса позволяют сделать вывод о том, что применение закрутки лопатки по вращению при выходе из РК может быть эффективно в ЗГТУ в виду увеличения степени повышения полного давления при сохранении изоэнтропического КПД и частоты вращения ротора. Наибольшего коэффициента напора из рассмотренных инертных газов требует неон, что делает применение РК с $\beta_{2л}>90^o$ для него наиболее актуальным. Анализ характеристики неона и аргона за пределами области автомодельности позволил зафиксировать перегиб напорных ветвей в зоне малых коэффициентов расхода.

Стоит отметить, что зависимость КПД РК от выбора рабочего тела и закрутки лопатки слабо выражена. Изоэнтропический КПД достигает 0,89, что позволяет сохранить высокую эффективность ступени. Однако, при $\beta_{2л}=105^o$ скорости на входе в лопаточный диффузор выше, что приведет к заметному снижению его КПД. Исходя из вышесказанного, дальнейшие исследования будут направлены на изучение влияния конструктивного угла при выходе из РК на характеристику ступени в целом.

Список использованных источников

[1] Андрианов Д. И. Мощные энергодвигательные установки космического назначения с газотурбинным преобразованием энергии по замкнутому циклу Брайтона и особенности их экспериментальной отработки / Д. И. Андрианов, Л. Э. Захаренков, А. В. Каревский [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2016. – № 7. – DOI: 10.18698/2308-6033-2016-07-1518.

[2] Арбеков А.Н., Леонтьев А.И. Развитие космических газотурбинных установок в работах В.Л. Самсонова. Труды МАИ, 2011. № 43. URL: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24713 (дата обращения 16.01.2016).

[3] El-Genk M. S. Noble-Gas Binary Mixtures for Closed-Brayton-Cycle Space Reactor Power Systems / M. S. El-Genk, J.-M. Tournier // Journal of Propulsion and Power. – 2007. – Vol. 23, No. 4. – 863-873 p. – DOI: 10.2514/1.27664.

[4] Osigwe E. O. Feasibility of a Helium Closed-Cycle Gas Turbine for UAV Propulsion / E. O. Osigwe, A. Gad-Briggs, T. Nikolaidis // Applied Sciences. - 2021. - Vol. 11, No 1. - Art. 28. - DOI: 10.3390/app11010028.

[5] Эккерт Б. Осевые и центробежные компрессоры: применение, теория, расчёт / пер. с нем. Е. С. Фролова, Б. Д. Захарова. — М.: Гос. науч.-техн. изд-во машиностроительной литературы (Машгиз), 1959. — 678 с.

[6] Dixon, S. L., Hall, C. A. (2014). Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery. 7th edition. Butterworth-Heinemann. 524 p. ISBN 978-0-12-415954-9.

РАЗДЕЛ III

ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА И ГОРЕНИЕ

РАЗРАБОТКА ИНТЕГРИРОВАННОГО В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МНОГОКАНАЛЬНОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

В.А. Виноградов, В.Г. Зуйкова, В.А. Степанов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для формирования облика четырехдвигательной силовой установки (СУ) с верхним и нижним расположением на летательном аппарате, предложена пакетная схема традиционного верхнего и нижнего утопленного в фюзеляж воздухозаборного устройства (ВЗУ) с проработкой туннеля-лотка с учетом расходных требований двигателя. Приведены результаты численного моделирования обтекания летательного аппарата с ВЗУ СУ в полной постановке с нерегулируемым выходным устройством на крейсерском режиме полета при сверхзвуковом числе Маха $M_\infty = 1.8$, угле атаки $\alpha = 1.8$ и 4° на высоте полета $H = 15$ км и трансзвуковом при $M_\infty = 1.2$, $\alpha = 0$, $H = 10$ км. Получены аэродинамические характеристики ЛА в полной постановке с учетом потерь в выходном устройстве на трех режимах полета.

DEVELOPMENT OF A MULTI-CHANNEL INPUT DEVICE INTEGRATED INTO THE POWER PLANT FOR A SUPERSONIC PASSENGER AIRCRAFT

V.A. Vinogradov, V.A. Stepanov, V.G. Zyikova
CIAM, Moscow, Russia

To form the configuration of a four-engine power plant (PW) with an upper and lower arrangement on an aircraft, a package scheme of a traditional upper and lower air intake devices (AID) integrated with the fuselage with a tunnel-tray design of lower AID taking into account the consumption requirements of the engine is proposed. The results of numerical simulation of the flow around an aircraft with a AID PW in full configuration with an unregulated nozzle device at cruising flight mode under supersonic Mach $M_\infty = 1.8$, angle of attack $\alpha = 1.8$ and 4° at flight altitude $H = 15$ km and transonic at $M_\infty = 1.2$, $\alpha = 0$, $H = 10$ km are presented. The aerodynamic characteristics of the aircraft in full configuration, taking into account losses in the output device in three flight modes, are obtained.

1 Введение

При создании СПС нового поколения необходимо удовлетворение одному из основных требований по минимизации звукового удара на местности, которое возможно обеспечить при верхней компоновке воздухозаборного устройства на ЛА за счет экранирования аппаратом скачков уплотнения от ВЗУ. Однако, использование двигателей с увеличенной степенью двухконтурности m>1, которые имеют меньший уровень шума на местности и больший диаметр по сравнению с двигателями с m≤1, увеличивает ширину мотогондолы ВЗУ при их расположении в ряд, что в свою очередь увеличивает мидель и сопротивление ЛА. Так же частичное или полное размещение мотогондолы ВЗУ на крыльях ухудшает аэродинамические характеристики крыла и, соответственно, качество ЛА. Поэтому в рамках настоящего исследования стояла задача формирования облика 4-х двигательной СУ с верхним и нижним утопленным расположением ВЗУ и проработки интеграции с фюзеляжем, рассмотренного ЛА.

2 Результаты

Верхнее пакетное ВЗУ, **Рис.1а**, пространственного сжатия потока фиксированной геометрии устанавливается на клин слива на поверхности фюзеляжа в хвостовой части для предотвращения захвата пограничного слоя, наросшего на носовой части ЛА. Кроме того, поднятие мотогондолы относительно фюзеляжа выбирается таким образом, чтобы исключить взаимодействие ВЗУ с пограничным слоем на фюзеляже ЛА и обеспечить требуемые условия для работы систем управления пограничным слоем (УПС) ВЗУ на рабочих режимах.

Воздухозаборники спроектированы с использованием метода газодинамического конструирования, в рамках которого профилирование

контура ВЗУ выполняется по линиям тока, начиная с некоторого сечения, ограниченного рамкой входа. Торможение потока реализуется в системе последовательных скачков уплотнения, расположенных определенным образом в пространстве, что позволяет достичь высоких характеристик ВЗУ. Схема торможения потока в ВЗУ – четырехскачковая, углы клиньев сжатия составляют (4° + 5°) и (5° + 4°) для верхней и нижней поверхностей, соответственно.

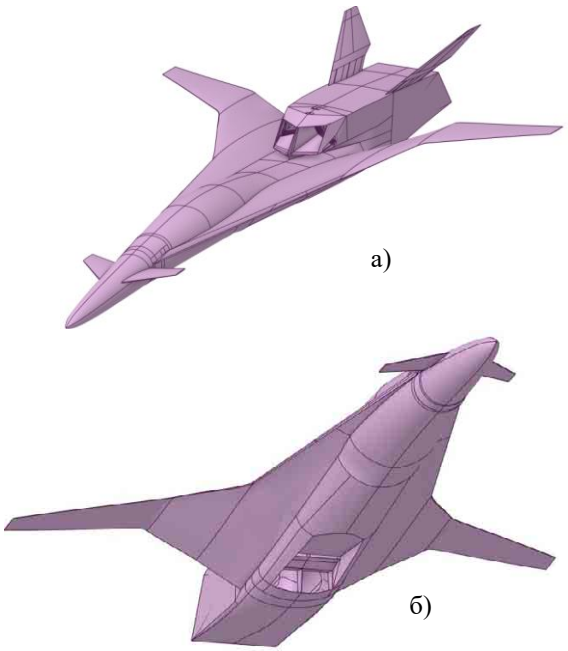


Рис. 1. Облик ЛА с четырехдвигательной СУ с верхним – а) и нижним – б) ВЗУ

Облик нижнего ВЗУ, утопленного в фюзеляж ЛА, для рассмотренной 4-х двигательной СУ фиксированной геометрии и расположенного на нижней стороне хвостовой части фюзеляжа, приведен на **Рис. 1.б**. Нижнее пакетное ВЗУ фиксированной геометрии, размещенное в туннеле-лотке на нижней стороне хвостовой части фюзеляжа, включает два канала, разделенные вертикальной перегородкой для предотвращения негативного влияния друг на друга в случае срывного режима и систему УПС путем слива.

Для минимизации сопротивления нижняя (внешняя) стенка мотогондолы выполнена не выступающей за обводы фюзеляжа. Предлагаемая схема размещения ВЗУ и, соответственно, СУ образует компактный мидель поперечного сечения хвостовой части фюзеляжа (близкий к круговому). Для обеспечения безотрывного обтекания лоток со стенками сопрягается с корпусом фюзеляжа ЛА по линии, образованной пересечением наклонной плоскости лотка с корпусом ЛА.

Поверхность лотка является линейчатой в продольном направлении с непрерывным изменением угла наклона образующих от 6° для центральной образующей (в плоскости симметрии ВЗУ) и до 8° для боковой образующей. Обечайка, выполнена с острой передней кромкой и внешним углом, совпадающим с углом поверхности летательного аппарата, для минимизации сопротивления. Торможение потока в канале ВЗУ реализуется в двух косых скачках уплотнения и замыкающем прямом. Углы поворота потока на первой и второй панелях торможения составляют 6° и 6° соответственно.

Для гарантированного запуска ВЗУ и обеспечения устойчивой работы на рабочих режимах вблизи угловой точки дроссельной характеристики рассматриваются различные схемы УПС в канале торможения: отсос пограничного слоя (ПС) через перфорацию на панелях сжатия и в горле, слив ПС через щель в области горла, уменьшение размера боковой щеки и ее конфигурации с окнами для перепуска воздуха на дроссельных режимах.

Расчетные исследования ВЗУ с установкой на ЛА на крейсерском режиме полета проведены при сверхзвуковом числе Маха $M_\infty = 1.8$, угле атаки $\alpha = 1.8°$ и 4° на высоте полета $H = 15$ км и трансзвуковом при $M_\infty = 1.2$, $\alpha = 0$, $H = 10$ км. Все расчеты проводились в трехмерной постановке в приближении совершенного газа на основе RANS-метода с использованием SST-модели турбулентности для одной половины ЛА относительно вертикальной плоскости симметрии с целью экономии вычислительных ресурсов.

Получено, что значения коэффициента восстановления полного давления σ в «угловой» точке на крейсерском режиме полета для верхнего и нижнего ВЗУ составляет 0.92 и 0.8, а коэффициент расхода воздуха φ - 0.82 и 0.85, соответственно. Коэффициенты расхода воздуха для верхнего ВЗУ в «угловой точке» дроссельной характеристики через системы слива в горле составляет 6.1%, перфорацию - 2.2% и окно перепуска - 8.8%, для нижнего ВЗУ - 6.5%. Значения окружной неравномерности в «угловой» точке для верхнего и нижнего ВЗУ составляют 6.9 и 11.5% соответственно. На трансзвуковом режиме ВЗУ обеспечивают необходимый расход воздуха для двигателя и значения коэффициента σ для верхнего и нижнего ВЗУ, равные 0.96 и 0.95, соответственно, а значения окружной неравномерности в точке согласования с двигателем составляют 3 и 4%, соответственно. Примеры обтекания ВЗУ и поля течения в выходных сечениях дозвукового диффузора приведены на **Рис.2** и **3**, соответственно. Величина $P_{др}$ соответствует повышению статического давления в

выходном сечении дозвукового диффузора по сравнению с давлением в набегающем потоке.

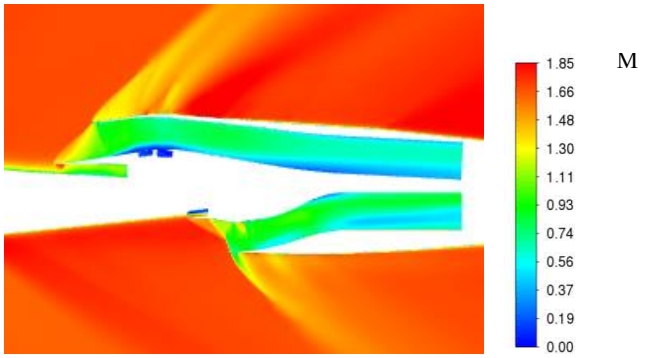
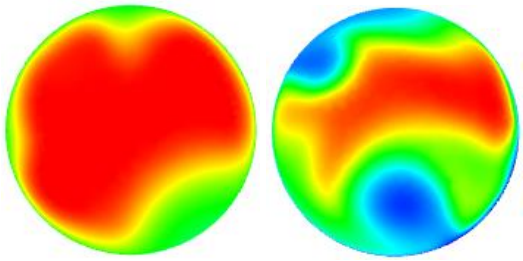


Рис. 2. Поля числа Маха в продольных сечениях ВЗУ при дросселировании на крейсерском режиме полета (верхний ВЗУ - $P_{др}$ =4.1, нижний ВЗУ - $P_{др}$ = 3.1)



$P_{др}$ =4.1 верхний ВЗУ, $P_{др}$ = 3.1 нижний ВЗУ

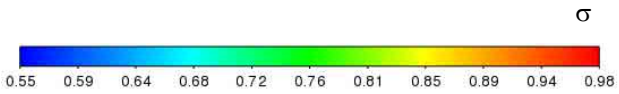


Рис. 3. Поля коэффициента восстановления полного давления в выходном сечении верхнего и нижнего ВЗУ при изменении степени дросселирования $P_{др}$ на крейсерском режиме полета

Проведено численное моделирование обтекания ЛА с СУ и получены аэродинамические характеристики в полной постановке с учетом потерь в выходном устройстве на крейсерском, трансзвуковом и взлетном режимах. Качество ЛА на крейсерском режиме с углом атаки α = 1.8° - 5.3 единиц, с α = 4° составляет 5.52, на трансзвуковом – 5.22 и на взлетном – 9.6.

3 Заключение

Представленная двухканальная (двухуровневая) схема входного устройства для силовой установки летательного аппарата со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета обеспечивает:

1. Высокую эффективность торможения потока в верхнем и нижнем входных устройствах как на взлетных, так и на крейсерских режимах полета;
2. Изолированность (автономность) работы верхнего и нижнего входных устройств и, соответственно, устойчивость к срывным режимам во всем полетном диапазоне скоростей;
3. Уменьшение негативного влияния мотогондол СУ на аэродинамику крыла при их расположении на фюзеляже и, соответственно, улучшает аэродинамику и интегральное (суммарное) качество ЛА;
4. Уменьшение интенсивности системы скачков уплотнения при обтекании утопленного нижнего воздухозаборника и, как следствие, уменьшение интенсивности звукового удара на взлете и, особенно, на крейсерском режиме полета.

Работа выполнена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «24» июня 2021 г. №075-15-2021-605).

ИССЛЕДОВАНИЕ СОПЕЛ С УПРАВЛЕНИЕМ ВЕКТОРА ТЯГИ

С.В. Воробьев, Е.В. Мышенков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе рассмотрены сопла с управлением вектора тяги, исследуемые в ЦИАМ. Показаны результаты, полученные методами численного моделирования и испытаний на газодинамических стендах ЦИАМ для плоских и трехмерных сопел с использованием поворота створок, эжекции, вдувом вторичного потока, вводом интерцепторов.

INVESTIGATION OF THRUST VECTOR CONTROL NOZZLES

S.V. Vorobyev, E.V. Myshenkov
CIAM, Moscow, Russia

The paper considers thrust vector control nozzles investigated in CIAM. The results obtained by numerical modeling and testing methods on CIAM gas dynamic stands for flat and three-dimensional nozzles using flap rotation, ejection, secondary flow injection, and insertion of interceptors are shown.

1 Введение

Сопла с управлением вектора тяги (СУВТ) различного типа улучшают управляемость, маневренность, а также взлетно-посадочные характеристики летательных аппаратов (ЛА). Применение СУВТ может привести как увеличению массы и стоимости самолета, так и наоборот, позволяет уменьшить площадь крыла, что влечет за собой снижение лобового сопротивления и массы. Применение СУВТ обеспечивает ЛА улучшение маневренности на многих режимах полета и снижение времени реакции самолета. Перспективным является внедрения СУВТ в гражданскую авиацию. Например, компоновка сверхзвукового пассажирского самолета предполагает применение плоского сопла, в котором возможно установить элементы для отклонения вектора тяги. СУВТ могут быть внедрены в эксплуатацию путем оснащения ими существующих ЛА, что позволит уменьшить ограничения маневрирования на закритических углах атаки и улучшить управляемость.

2 Экспериментальные и расчетные исследования

В ЦИАМ проводятся экспериментальные и расчетные исследования [1] плоских и трехмерных СУВТ с поворотом сверхзвуковых створок в минимальном сечении, с асимметричной эжекцией внешнего потока за минимальным сечением, со вдувом поперечной струи и вводом интерцепторов, а также с изменением положения критического сечения путем ввода интерцепторов. В результате установлены оптимальные расположения элементов конструкции и режимы работы для разных типов СУВТ.

Эксперименты проводятся на газодинамическом модельном стенде с пятикомпонентной силоизмерительной установкой и системой измерения расхода воздуха.

На Рис. 1 представлены сравнительные характеристики зависимости угла отклонения вектора тяги (ОВТ) от степени понижения в сопле давления на режиме эжекции и при одинаковом полном давлении в сопле и системе подачи вторичного воздуха.

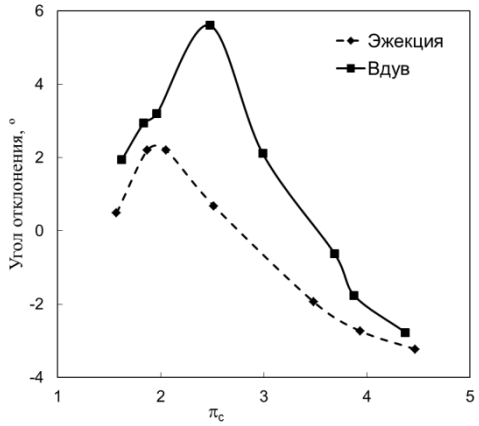


Рис. 1. Зависимости угла ОВТ от степени понижения давления в сопле

По экспериментальным данным определяются тягово-расходные характеристики моделей сопел различного типа, а также угол отклонения вектора тяги. По экспериментальным данным установлено существование гистерезисных явлений в структуре течения на режиме перерасширения, что подтверждает результаты расчетов [2].

3 Определение структуры течения потока

Для определения структуры течения потока применяют различные контактные и бесконтактные методы измерения, которые имеют как преимущества, так и недостатки. По данным от приемников статического давления на стенках сопла определяют распределение давления на различных режимах.

Однако точно определить положение зон отрыва потока или другие аэродинамические явления весьма затруднительно, и требует сложной схемы препарировки объекта исследования и большого числа приемников статического давления. Для более детальной визуализации потока применяют методы саже-масляной визуализации, тепловизионный [3, 4], измерение скорости частиц PIV (Particle Image Velocimetry), теневой фоновый метод PSV (Particle Shadow Velocimetry) и шлирен-метод (теневой прибор Теплера). При оптической доступности удается визуализировать процессы обтекания поверхностей створок, более точно определить моменты и зоны отрыва на разных режимах.

4 Заключение

Исследования показали, что для максимальной эффективности СУВТ должно сочетать в себе несколько различных способов УВТ. Показано, что гистерезисы, вызванные несимметричным прилипанием потока к одной из створок сопла, должны учитываться законом управления тягой. В перспективе целесообразно создавать конструкции СУВТ с минимальной механизацией, а увеличение эффективности отклонения потока за счет аэродинамических явлений, например, эффекта Коанда.

Список использованных источников

[23] С.В. Воробьев, Ю.М. Клестов, Е.В. Мышенков, Е.В. Мышенкова Исследование способов отклонения вектора тяги в эжекторных и поворотных соплах. Механика жидкости и газа Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского, 2011, № 4 (3), с. 692–693.

[24] Мышенков Е.В., Мышенкова Е.В. Гистерезисные явления в плоском поворотном сопле // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2010. № 4. С. 175-187.

[25] С. В. Воробьёв «Визуализация газового потока в плоском сопле со смещением критического сечения с помощью тепловизионной техники» СГАУ, г. Самара 2012.

[26] С. В. Воробьёв «Визуализация газового потока в соплах с помощью тепловизионной техники» Двенадцатая Международная научно-техническая конференция «Оптические методы исследования потоков», Москва 2013 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ RANS/ILES(I) МЕТОДОМ ВЛИЯНИЯ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА НА РАБОТУ ДОЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛАХ АТАКИ

А.С. Жигалкин, Д.А. Любимов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

С помощью модифицированного RANS/ILES(i) метода с пониженным уровнем схемной вязкости исследовано влияние турбулентных пульсаций в набегающем потоке на течение и характеристики модельного дозвукового воздухозаборника при значениях угла атаки 5˚ и 12˚. Для сравнения для обоих углов атаки также выполнены расчеты при невозмущенном внешнем потоке. Параметры внешнего потока соответствуют режиму взлета. Выявлено влияние турбулентности набегающего потока при различных углах атаки на мгновенные и осредненные параметры течения и турбулентности внутри канала воздухозаборника и в его выходном сечении. Обнаружен ряд интересных эффектов, вызванных наличием турбулентного контента в набегающем потоке.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF FREE STREAM TURBULENCE ON OPERATION OF A SUBSONIC AIR INTAKE AT VARIOUS ANGLES OF ATTACK BY THE RANS/ILES(I) METHOD

A.S. Zhigalkin, D.A. Lyubimov
CIAM, Moscow, Russia

Using the modified RANS/ILES(i) method with a reduced level of circuit viscosity, the effect of turbulent pulsations in the incoming flow on the flow and characteristics of a model subsonic air intake at an angle of attack of 5 ˚ and 12˚ was investigated. For comparison, calculations were also performed for both angles of attack with an undisturbed external flow. The parameters of the external flow correspond to the take-off mode. The influence of free stream turbulence at different angles of attack on the instantaneous and averaged flow and turbulence parameters inside the air intake channel and in its outlet section is revealed. A number of interesting effects have been found caused by the presence of turbulent content in the incoming flow.

1 Введение

Полет самолетов может происходить в условиях атмосферной турбулентности. Течение перед входом в воздухозаборник (ВЗ) в таких случаях становиться турбулентным, в нем могут быть вихри различных масштабов в том числе и достаточно больших, чтобы привести к повышенной нестационарности потока на входе в ВЗ. Анализ возможных параметров атмосферной турбулентности представлен в статье [1]. Нестационарный поток на входе в ВЗ может существенным образом повлиять на его работу: возможно появление отрывов на поверхности ВЗ, возрастание потерь полного давления и уровня неравномерности и пульсаций различных параметров потока в канале ВЗ и на выходе из него. В [1] это наглядно продемонстрировано для ВЗ сверхзвукового пассажирского самолета при сверхзвуковой скорости полета.

Число публикаций, в которых численно или экспериментально исследовано влияние турбулентности набегающего потока на течение в дозвуковом ВЗ или диффузорах различного типа, в доступной литературе невелико. Так, в работах [2,3] экспериментально и методом RANS исследуется влияние турбулентности набегающего потока на работу дозвукового ВЗ с S образным каналом, а в статье [4] экспериментально исследовано влияние турбулентности набегающего потока на работу двумерного диффузора с плоскими стенками при различных углах раскрытия. Работ, посвященных аналогичным исследованиям для дозвуковых ВЗ пассажирских самолетов с помощью вихреразрешающих методов, в литературе, доступной авторам настоящей статьи, найти не удалось. Это делает проведение подобных исследований особенно актуальными в силу их большой практической значимости.

Следует отметить особенности проведения таких расчетов. Получение полного набора параметров турбулентности в расчётном исследовании предполагает явное описание вызванных турбулентными вихрями пульсационных составляющих параметров течения и, как следствие, явное задание турбулентных пульсаций в набегающем потоке. Для этого, кроме использования вихреразрешающих подходов, необходима генерация синтетической турбулентности в набегающем потоке. Кроме того, задание турбулентного контента в набегающем потоке, требует использования достаточно мелкой сетки на большей части расчетной области. Избежать чрезмерного измельчения

расчетной сетки помогает использование вихреразрешающих методов высокого разрешения. К ним относится комбинированный RANS/ILES метод высокого разрешения [5,6], который ранее успешно применялся для расчета турбулентных течений в широком диапазоне скоростей, включая сверхзвуковые. В настоящей работе использована модификация данного метода, предложенная в работе [7]. Она обладает пониженной схемной диффузией при дозвуковых числах Маха, что существенно улучшает разрешение мелких вихревых структур на дозвуковых скоростях.

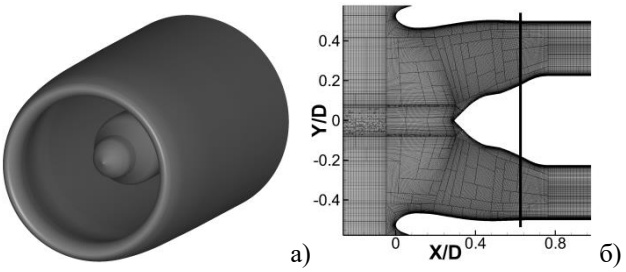
2 Постановка задачи

Объектом исследования является модельный осесимметричный дозвуковой воздухозаборник, типичный для современных пассажирских самолетов. Его геометрия соответствует представленной в работе [8]. Общий вид ВЗ представлен на рис. 1а. Расчеты RANS/ILES(i) методом проведены на блочно-структурированной сетке, содержащей около 20×10^6 ячеек, в программном модуле «Лазурит» [9]. Фрагмент расчетной сетки в канале ВЗ в сечении Z=0 показан на рис. 1б. Здесь и далее координаты отнесены к величине внешнего диаметра D цилиндрического участка канала ВЗ. Цилиндрическая расчетная область имела диаметр $11D$ и длину $8D$. Выходное сечение ВЗ расположено при X=0.47 и на рис. 1в выделено черной линией. Параметры набегающего потока соответствовали условиям на взлете самолета: число Маха равно 0.3, температура – 288 К и статическое давление – 100.1 кПа. Расчеты проведены в модельной постановке (без вентилятора, втулка вентилятора оставалась неподвижной) для углов атаки 5˚ и 12˚. Это сделало постановку задачи приближенной к экспериментальному исследованию изолированного ВЗ.

Турбулентность набегающего потока моделировалась добавлением к скорости потока на внешней границе расчетной области искусственных пульсаций, сгенерированных с помощью метода синтетических вихрей (SEM) [10]. Уровень турбулентности определялся двумя параметрами: среднеквадратическим отклонением пульсаций трех компонент скорости $u_{\text{н }rms}$ и линейным масштабом L_t, для которых были выбраны следующие значения – $u_{\text{н }rms}$ = 15 м/с и L_t/D = 2. На выходе из канала ВЗ задавалось статическое давление, величина которого соответствовала значению газодинамической функции расхода $q(\lambda)$ = 0.7.

3 Результаты расчетов

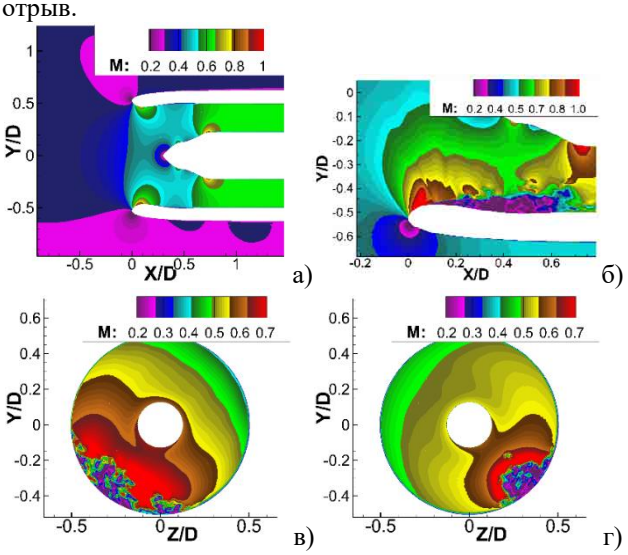
Для оценки влияния турбулентных пульсаций в набегающем потоке на течение в ВЗ были также проведены расчеты и при стационарном набегающем потоке с теми же параметрами. Обнаружено, что при невозмущенном набегающем потоке течение в канале ВЗ безотрывное и практически стационарное при обоих углах атаки. Для α=5˚ это видно на рис. 2а, на котором показано мгновенное поле числа Маха в сечении Z=0.



а) б)

Рис. 1. Общий вид геометрии исследуемого ВЗ (а) и расчетная сетка в сечении Z=0 (б) и ее фрагмент около ВЗ (в)

В случае турбулентного набегающего потока с выбранными параметрами турбулентности течение в канале ВЗ становится существенно нестационарным. Это проиллюстрировано на рис. 2б-2г, на которых представлены мгновенные поля числа M в канале ВЗ при турбулентном набегающем потоке и α=5˚. На нижней части обечайки поток в отдельные моменты времени разгоняется до сверхзвуковой скорости и тормозится в системе скачков уплотнения. При этом интенсивность скачка может быть достаточно велика, и его взаимодействие с пограничным слоем приводит к отрыву последнего (рис. 3б). Мгновенные поля числа Маха в выходном сечении ВЗ для разных моментов времени показаны на рис. 2в и 2г. Видно, что азимутальное положение отрывных зон в разные моменты времени может меняться – «блуждающий» отрыв.



а) б) в) г)

Рис. 2. Мгновенное поле числа Маха в продольном и поперечном выходном сечениях ВЗ: а) –при невозмущенном набегающем потоке: б-г) – при турбулентном внешнем потоке

Аналогичная картина с возникновением «блуждающего» отрыва наблюдается и при α=12˚, однако в этом случае существенно возрастает частота возникновения отрывных зон, наглядной иллюстрацией чего служит рис. 3. На нем представлены осциллограммы продольной скорости, отнесенной к величине скорости набегающего потока, в точке, расположенной на высоте $0.005D$ от нижней стенки выходного сечения. Осциллограммы приведены для расчетов с турбулентным набегающим потоком. В этом случае рассматриваемая точка может оказываться в отрывной зоне, и тогда продольная скорость в ней принимает отрицательные значения.

Видно, что при α=5˚ (рис. 3а) данная точка за все время расчета находилась в области отрыва пять раз, в то время как при α=12˚ при немного меньшем времени расчета – уже 16 раз.

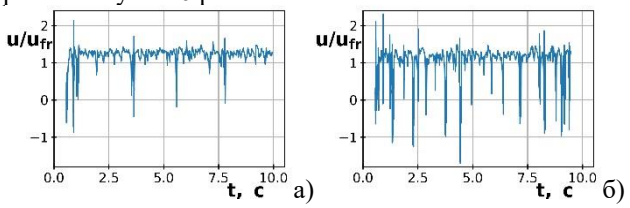


Рис. 3. Осциллограммы продольной скорости в точке на высоте 0.005D от нижней стенки выходного сечения при турбулентном набегающем потоке на угле атаки 5˚ (а) и 12˚ (б)

Повышенная частота возникновения отрывных зон в нижней части канала ВЗ при больших углах атаки также существенным образом сказывается на пространственном распределении в выходном сечении осредненного по времени коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{ср}$. Это эффект продемонстрирован на рис. 4. При невозмущенном набегающем потоке потери полного давления пренебрежимо малы – на большей части площади выходного сечения значения $\sigma_{ср}$ при α=12˚ составляют не менее 0.999. Аналогичная картина при невозмущенном набегающем потоке получена и при меньшем угле атаки α=5˚. При турбулентном набегающем потоке (рис. 4а-4б) в поле $\sigma_{ср}$ в выходном сечении ВЗ появляется участок, в котором $\sigma_{ср}$ имеет пониженные значения по сравнению со случаем невозмущенного набегающего потока. Этот участок соответствует области возникновения отрывных зон и расположен вдоль нижней стенки выходного сечения. Видно, что при α=12˚ этот участок имеет больший размер, чем при α=5˚: максимальная толщина отрывной зоны в радиальном направлении составляет 0.16D при α=12˚ против 0.1D при α=5˚. Кроме того, значения $\sigma_{ср}$ на данном участке при α=12˚ более низкие, чем при α=5˚: на внешней границе внутренней подобласти погранслоя значения $\sigma_{ср}$ при α=12˚ опускаются до 0.97 против 0.99 при α=5˚.

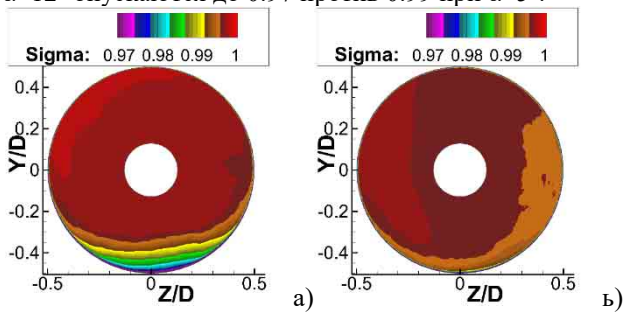


Рис. 4. Поле осредненного по времени к-та полного давления в выходном сечении ВЗ: а) α=12˚, турбулентный поток; б) α=5˚, турбулентный поток

Похожий эффект наблюдается и в распределении среднеквадратических значений пульсаций полного давления в выходном сечении (рис. 5). При α=12˚ максимальное значение p^*_{rms}, отнесенное к полному давлению в набегающем потоке, в области возникновения отрывов достигает 6.8 % (рис. 5а) в нижней части выходного сечения против 4.5 % (рис. 5б) при α=5˚. Кроме того, в остальной части выходного сечения относительные значения p^*_{rms} составляют 3.4-3.6 % при обоих значениях угла атаки. В случае невозмущенного набегающего потока уровень пульсаций полного давления в выходном сечении для всех углов атаки не превышал 0.01 %.

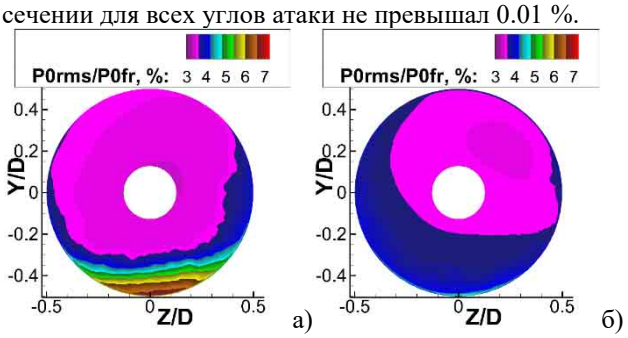


Рис. 5. Распределение пульсаций полного давления в выходном сечения при турбулентном набегающем потоке: а) α=12˚; б) α=5˚.

4 Заключение

С помощью комбинированного RANS/ILES(i) метода высокого разрешения с пониженным уровнем схемной вязкости исследовано влияние турбулентности набегающего потока на работу модельного дозвукового ВЗ типичного для пассажирских самолетов при числе Маха набегающего потока 0.3 и углах атаки 5˚ и 12˚. Расчеты проведены при двух состояниях набегающего потока: невозмущенном и турбулентном с линейным масштабом турбулентности L_t/D = 2 и $u_{н\,rms}$ = 15 м/с.

Выявлено, что турбулентность в набегающем потоке вызывает существенную нестационарность течения в канале ВЗ. При выбранных параметрах турбулентности, даже при умеренном значении угла атаки α=5˚ и безотрывном течении при невозмущенном потоке, возникает «блуждающая» в азимутальном направлении отрывная зона на нижней половине канала ВЗ. При увеличении угла атаки до α=12˚ отрывы возникали в 3 раза чаще, чем при α=5˚

Получены распределения осредненных параметров течения и турбулентных пульсаций в выходном сечении ВЗ. Обнаружено, что турбулентность в набегающем потоке существенно увеличивает уровень пульсаций полного давления. Так при невозмущенном потоке уровень пульсаций этого параметра не превышал 0.01 %, а при турбулентном потоке его средний уровень составил 3.6 % при α=5˚ и 3.7 % при α=12˚. Пиковые значения пульсаций достигались в области возникновения отрывных зон в нижней части сечения: 4.5 % при α=5˚ и 6.8 % при α=12˚. Увеличение угла атаки с 5˚ до 12˚ также привело к росту радиального размера области с повышенным уровнем пульсаций с 0.1D до 0.16D.

Список использованных источников

[1] Жигалкин, А. С. Анализ RANS/ILES(i)-методом влияния турбулентности набегающего потока на течение в сверхзвуковом воздухозаборнике. Различные режимы работы воздухозаборника / А. С. Жигалкин, Д. А. Любимов // ТВТ. – 2024. – Т. 62, № 4. – С. 544-557.

[2] Johnson, J. S. The Effects of Freestream Turbulence on Serpentine Diffuser Distortion Patterns / J. S. Johnson, W. W. Copenhaver, S. E. Gorrel // 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. – San Jose, 2013.

[3] Rademakers, R. P. M. Influence of varying free-stream turbulence on s-duct aerodynamics / R. P. M. Rademakers, A. Pohl , S. Brehm, R. Niehuis // Proceedings of 12th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics& Thermodynamics ETC12. – Stockholm, Sweden, 2017.

[4] Hoffman, J. A. Effects of Free-Stream Turbulence on Diffuser Performance /J. A. Hoffman // Journal of Fluids Engineering. – 1981. – V. 103. – P. 385-390.

[5] Любимов, Д. А. Исследование нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника RANS/ILES методом / Д. А. Любимов, И. В. Потехина // ТВТ. – 2016. – Т. 54, вып. 5. – С. 784-791.

[6] Любимов, Д. А. Исследование RANS/ILES-методом течения в высокоскоростном воздухозаборнике смешанного сжатия на различных режимах работы / Д. А. Любимов, А. О. Честных // ТВТ. – 2018. – Т. 56, вып. 5. – С. 729–737.

[7] Жигалкин, А. С. Повышение эффективности RANS/ILES(i) метода на дозвуковых скоростях воздуха / А. С. Жигалкин, Д. А. Любимов // Вычислительный эксперимент в аэроакустике и аэродинамике: 10-я российская конференция, г. Светлогорск Калининградской области, 16-21 сентября 2024 г.: Сборник трудов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2024. – С. 155-159.

[8] Аюпов, Р. Ш. Анализ RANS/ILES методом влияния бокового ветра на характеристики турбулентного течения в дозвуковом воздухозаборнике самолета / Р. Ш. Аюпов, Л. А. Бендерский, Д. А. Любимов // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Сборник трудов в 4-х томах. Т. 2. – Уфа: изд-во БашГУ, 2019. – С. 282-284.

[9] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № № 2023666963 Российская федерация. «Программный модуль компьютерного моделирования физических процессов в авиационных силовых установках» («Лазурит»): опубликовано 08.08.2023 / Любимов Д.А., Бендерский Л.А.; правообладатель ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

[10] Jarrin, N. Synthetic inflow boundary conditions for the numerical simulation of turbulence: PhD thesis / Jarrin Nicolas; The University of Manchester. – Manchester, United Kingdom, 2008. – 258 pp.

О ФОРМИРОВАНИИ ВТОРОГО ПИКА НА МОДЕЛИРУЕМОМ ПРОФИЛЕ КОНЦЕНТРАЦИИ OH^* ПРИ САМОВОСПЛАМЕНЕНИИ ВОДОРОДА

А.А. Захаркина[1,2], А.С. Шарипов[1], И.Н. Кадочников[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
[2] Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Москва

С использованием нового детального подмеханизма для кинетики электронно-возбуждённого радикала OH^* была проведена серия расчётов процесса самовоспламенения водорода в кислороде и воздухе в широком диапазоне начальных условий: давления, температуры, коэффициента избытка топлива и степени разбавления смеси инертным газом – аргоном. Было показано, что при определённых начальных условиях моделируемый временной профиль концентрации радикала OH^*, соответствующий наблюдаемой в эксперименте интенсивности хемилюминесценции OH^*, обладает двумя максимумами, что для случая окисления водорода ранее не отмечалось, а также не наблюдалось в эксперименте. Данный результат является неожиданным и требует экспериментальной проверки. Был определён диапазон начальных условий, при которых два пика могут быть наиболее различимы в сигнале хемилюминесценции OH^* при окислении водорода.

ON THE EMERGENCE OF A SECOND PEAK IN OH* CONCENTRATION PROFILES IN HYDROGEN SELF-IGNITION SIMULATIONS

A.A Zakharkina[1,2], A.S. Sharipov[1], I.N. Kadochnikov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia
[2] MIPT, Moscow, Russia

With the use of a recently developed detailed reaction submechanism for electronically excited OH^* molecules serial simulations of hydrogen self-ignition in oxygen and air were conducted for the broad range of initial condition: pressure, temperature, equivalence ratio, and the degree of dilution with the inert bath gas – argon. It was revealed that under certain initial conditions the calculated temporal profiles of OH^* concentration (corresponding to the OH^* emission intensity) show two distinct maxima, which has not been previously reported for the case of hydrogen self-ignition. This finding is unexpected and requires further experimental validation, so the range of the initial conditions of hydrogen self-ignition was identified under which two peaks in OH^* chemiluminescences signal could be readily observed.

1 Введение

Общеизвестно, что при окислении водорода в газовой смеси происходит интенсивное образование электронно-возбуждённых радикалов OH^*, излучение которых (на переходе $OH(A^2\Sigma^+ \rightarrow X^2\Pi)$ с длиной волны около 309 нм) может использоваться для невозмущающей диагностики процессов воспламенения и горения водорода и углеводородов. В частности, хемилюминесценция OH^* (наряду с другими методами диагностики [1]) используется для определения такой важной характеристики горючей смеси как задержка воспламенения. Так, типичный временной профиль интенсивности излучения OH^* при самовоспламенении водорода, получаемый в экспериментах в ударных трубах, характеризуется единственным чётко выраженным максимумом, и задержка воспламенения в таких экспериментах часто определяется как время от скачка давления, связанного с приходом отражённой ударной волны, до достижения наибольшей интенсивности излучения OH^*.

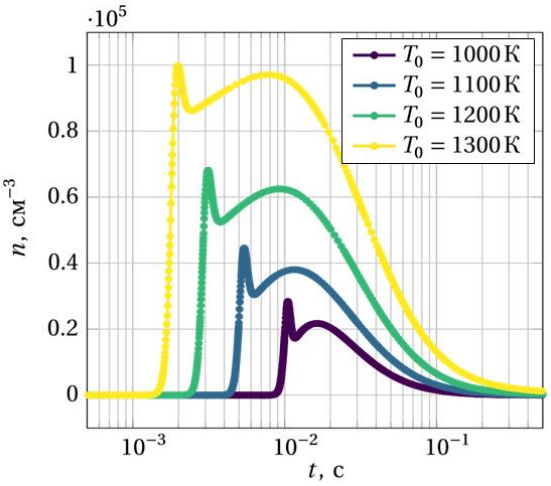
Очевидно, что для прямого сопоставления экспериментальных данных по хемилюминесценции газовой смеси с результатами кинетического моделирования реакционные модели должны включать подмеханизмы для описания образования/убыли излучающих электронно-

возбуждённых компонентов. На сегодняшний день проблема описания кинетики электронно-возбуждённых молекул, образующихся в пламёнах, решена лишь частично даже для такого топлива, как водород.

Относительно недавно появился новый физически-обоснованный подмеханизм (который мы будем обозначать как «OHex(H_2)») для описания кинетики OH^* в водород-кислородной и водородо-воздушной смесях [2,3], позволяющий (как утверждают его авторы) лучше других современных подмеханизмов для OH^* воспроизвести экспериментальные данные по хемилюминесценции водорода. Ранее [4] данный подмеханизм был использован для анализа особенностей образования электронно-возбуждённого гидроксила в водород-кислородной смеси в широком диапазоне начальных условий (давления p_0, температуры T_0, коэффициента избытка топлива φ), но при фиксированной (и очень сильной) степени разбавлении водород-кислородной смеси аргоном $\gamma_{Ar} = 0.97$ (такие степени разбавления характерны для условий экспериментов по самовоспламенению гремучего газа в ударных трубах). Модельные расчёты показали, что при пониженных давлениях (p_0 <0.1 атм) рассчитываемые с использованием подмеханизма «OHex(H_2)» профили $[OH^*]$ могут качественно отличаться от типичных профилей хемилюминесценции OH^*, получаемых в экспериментах в ударных трубах: узкие пики концентрации OH^* при понижении давления переходят в широкие области (плато) близких к максимуму значений $[OH^*]$. Данный результат показался авторам работы [4] интересным и заслуживающим дальнейшего изучения.

Настоящее исследование является продолжением работы [4] и расширяет диапазон начальных условий, для которых с использованием подмеханизма «OHex(H_2)» анализируются особенности образования OH^* при окислении водорода, а именно были рассмотрены случаи меньшего разбавления водород-кислородной смеси аргоном (вплоть до $\gamma_{Ar} = 0.6$), и, кроме того, было рассмотрено окисление водорода в воздухе (состав модельного воздуха: $[N_2]/[O_2]$=0.79/0.21).

Оказалось, что при мольной доле газа-разбавителя, меньшей, чем 0.95, существуют условия, при которых моделируемые временные профили $[OH^*]$ характеризуются не одним, а двумя максимумами (см. рисунок).



Профили $[OH^*]$ с двумя максимумами, полученные при моделировании окисления водород-кислородной смеси, разбавленной аргоном ($\gamma_{Ar} = 0.9$), при $p_0 = 0.1$ и $\varphi = 2.2$

Стоит отметить, что появление двух максимумов на временном профиле концентрации OH^* ранее отмечалось при окислении некоторых углеводородов [5, 6], но для самовоспламенения водорода данный результат является неожиданным и, вообще говоря, требует экспериментальной проверки. Целью данной работы является теоретическое определение диапазона условий, при которых в сигнале хемилюминесценции OH^* при самовоспламенении водорода в кислороде и воздухе должно появляться два различимых пика.

2 Математическая модель

Использованный в работе детальный кинетический подмеханизм для OH^* «OHex(H_2)» включает 19 реакций с химическими компонентами OH^*, H, H_2, O, O_2, OH, H_2O, HO_2, H_2O_2, N_2, N_2O, NO_2, NO, NH, N_2H, HNO и HNO_2, а также учитывает процессы столкновительного и радиационного тушения электронно-возбуждённого гидроксильного радикала. Основным процессом образования OH^* в подмеханизме «OHex(H_2)» является реакция неадиабатической преассоциации

$$H + O (+ M) = OH^* (+ M), \qquad (R1)$$

для которой методами квантовой химии была определена константа скорости в широком диапазоне температуры и давления.

В дополнение к процессу (R1) в качестве потенциальных источников OH^* могут выступать и другие реакции, учитываемые в подмеханизме «OHex(H_2)», среди которых стоит отметить реакцию

$$N_2H + O = N_2 + OH^*, \qquad (R2)$$

которую обычно не учитывают при моделировании кинетики OH^* в водородо-воздушной смеси. Тем не менее, процесс (R2), как показало данное исследование, может оказывать существенное влияние на максимальную концентрацию возбуждённого гидроксильного радикала при окислении водорода в воздухе.

Для моделирования самовоспламенения водород-кислородной и водородо-воздушной смесей подмеханизм «OHex(H_2)» был объединён с механизмом для окисления водорода ELTE [7] и подмеханизмом для кинетики азотосодержащих компонентов [8]. Расчёты проводились в диапазоне начальных условий $T_0 = 1000 \div 2000$ K, $p_0 = 0.001 \div 50$ атм, $\varphi = 0.1 \div 5$ и $\gamma_{Ar} = 0.6 \div 0.99$ (для водород-кислородной смеси) в приближении реактора постоянного объёма.

3 Заключение

Серия модельных расчётов процесса самовоспламенения водорода в кислороде и воздухе, выполненная с использованием подмеханизма «OHex(H_2)», показала существенную разницу в динамике наработки и убыли электронно-возбуждённого радикала OH^* в зависимости от начальных условий.

Оказалось, что при относительно низком разбавлении водород-кислородной смеси аргоном и пониженном давлении существует область значений T_0 и φ, при которых временные профили концентрации OH^* характеризуются не одним, а двумя пиками, что (насколько известно авторам) для случая окисления водорода ранее не наблюдалось. Найденный в работе диапазон условий, при которых реализуется такой необычный профиль [OH^*], может быть использован при планировании соответствующего эксперимента в ударной трубе, который бы мог подтвердить или опровергнуть обнаруженный эффект. Кроме того, были определены условия, при которых концентрации OH^* в водород-кислородной смеси изменяется по времени монотонно, без выраженного пика.

Аналогичные результаты были получены и для водородо-воздушной смеси, в которой азот с точки зрения кинетики окисления водорода выступает преимущественно как химически инертный разбавитель. Тем не менее, оказалось, что при соотношении топлива и окислителя, далёком от стехиометрии, реакция с азотосодержащим компонентом (R2) может давать существенный вклад в суммарную скорость наработки радикала OH^* при окислении водорода в воздухе.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда (проект РНФ № 24-09-00152).

Список использованных источников

[1] Яковенко И.С., Ярков А.В., Тюрнин А.В., Тереза А.М., Новицкий А.О., Кривошеев П.Н. Оценка возможностей современных кинетических механизмов окисления ацетилена для моделирования нестационарных процессов горения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки, 2022. № 5. С. 62–85.

[2] Шарипов А.С., Пелевкин А.В., Луховицкий Б.И. Кинетический подмеханизм для описания хемилюминесценции OH^* при окислении различных топлив // Сборник докладов VII Минского международного коллоквиума по физике ударных волн, горения и детонации (Минск, 2–5 октября 2023 г.), 2023. С. 262–265.

[3] Шарипов А.С., Пелевкин А.В., Луховиций Б.И. Подробный кинетический подмеханизм для описания хемилюминесценции OH^* при горении водорода // Неравновесные процессы / под ред. С.М. Фролова и А.И. Ланшина. М.: Торус Пресс, 2024. С. 3–4

[4] Захаркина А.А., Шарипов А.С., Кадочников И.Н. Сравнительный анализ критериев определения времени задержки воспламенения водород-кислородной смеси, используемых в численных экспериментах // Горение и взрыв. 2025. Т. 18. № 1. С. 3–14.

[5] Rotavera B., Dagaut P., Petersen E.L. Chemical kinetics modeling of *n*-nonane oxidation in oxygen/argon using excited-state species time histories // Combustion and Flame. 2014. Vol. 161. P. 1146-1163.

[6] Alturaifi S.A., Mulvihill C.R., Mathieu O., Petersen E.L. Speciation measurements in shock tubes for validation of complex chemical kinetics mechanisms: Application to 2-Methyl-2-Butene oxidation // Combustion and Flame. 2021. Vol. 225. P. 196-213.

[7] Varga T., Nagy T., Olm C., Zsely I.G., Palvolgyi R., Valko E., Vincze G., Cserhati M., Curran H.J., Turanyi T. Optimization of a hydrogen combustion mechanism using both direct and indirect measurements // Proceedings of the Combustion Institute. 2015. Vol. 35. P. 589–596.

[8] Detailed and lumped mechanism of pyrolysis, partial oxidation and combustion of hydrocarbon and oxygenated fuels, with NOx. URL: http://creckmodeling.chem.polimi.it/images/site/kinetic_mechanisms/version1412/POLIMI_TOT_NOX_1412.CKI

О МЕХАНИЗМЕ ЭЖЕКЦИИ В ТУРБУЛЕНТНЫЙ СЛОЙ СМЕШЕНИЯ

С.Ю. Крашенинников[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Анализируется процесс эжекции в слой смешения турбулентной струи. Механизму «захвата внешней среды крупновихревыми образованиями» противопоставлен механизм «всасывания», возникающего из-за наличия областей пониженного статического давления в слое смешения. Демонстрируется соответствие механизма «всасывания» известным свойствам турбулентного слоя смешения.

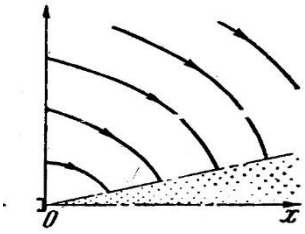
ON THE MECHANISM OF EJECTION INTO A TURBULENT MIXING LAYER

S.Y. Krasheninnikov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

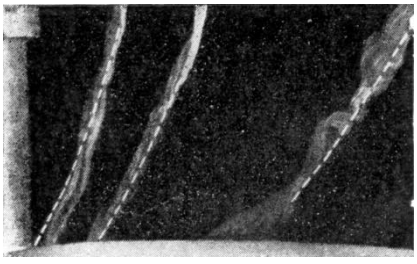
The process of ejection into the mixing layer of a turbulent jet is analyzed. The mechanism of "capture of the external environment by large-scale eddy formations" is contrasted with the mechanism of "suction", which occurs due to the presence of areas of reduced static pressure in the mixing layer. The correspondence of the "suction" mechanism to the known properties of the turbulent mixing layer is demonstrated.

Общеизвестно наличие динамического взаимодействия турбулентного течения в слое смешения и внешней среде, проявляющееся в виде «эжекции» всасывании внешней среды. Например, в работе [1] получено решение задачи о распределении скорости движения внешней среды вне слоя смешения, исходя из закономерности увеличения потока массы в распространяющейся струе, полученной по экспериментальным данным.

На рис.1 приведены схема течения, индуцированного струей, и данные визуализации течения вне струи из [1].



а)



б)

Рис. 1. Схема течения, индуцированного струей (а), и данные визуализации течения вне струи из [1] (б).

Одно из объяснений этого процесса предложил А.А. Таунсенд [2]. Он рассматривал процессы порождения и передачи энергии турбулентности в сдвиговом слое, который отождествлял со слоем смешения в турбулентной струе. При этом исходной посылкой является предположение, что турбулентное движение жидкости осуществляется двояким образом: внутри области турбулентной жидкости и движением этой области. Т.е. движением больших вихрей, содержащих внутри себя «турбулентные структуры» меньшего масштаба (рис. 2).

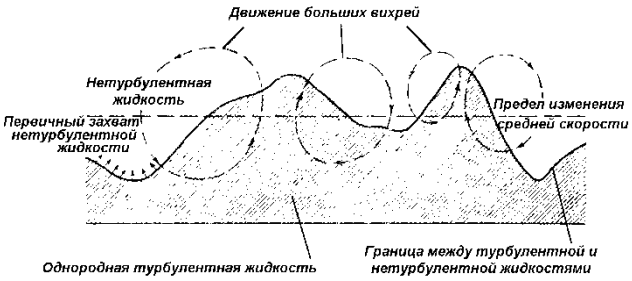


Рис. 2. Схема вихревого движения в сдвиговом слое.

Предполагается, что движение жидкости в сдвиговом слое сопровождается вращательным движением вихрей, вихри вытянуты вдоль потока и захватывают жидкость окружающей среды за счет вращательного движения относительно продольной оси. Схема течения в сдвиговом слое в этой интерпретации представлена на рис.2, где показано поперечное сечение плоского слоя смешения, а его продольная ось направлена перпендикулярно плоскости рисунка. На основании этой модели Таунсендом дана оценка характерного значения

«турбулентной вязкости», которая по порядку величины соответствует известным экспериментальным данным.

Аналогичные объяснения вовлечения внешней среды в слой смешения присутствуют и у других авторов [3].

Однако результаты вычислительного моделирования нестационарного течения в турбулентных струях на основе LES технологии и сопутствующие экспериментальные исследования показали, что эжекционные свойства турбулентной струи обусловлены другим динамическим воздействием на внешнюю среду. Это воздействие обусловлено появлением областей с пониженным статическим давлением в слое турбулентного смешения струи [4].

Анализ показывает, что прямой учет энергетического взаимодействия турбулентного слоя смешения с внешней средой, при использовании относительных данных для автомодельных экспериментальных профилей распределения пульсаций и осредненной скорости, позволяет с достаточной точностью определить основные характеристики турбулентного течения в слое смешения турбулентной струи. Для этого необходимо учесть динамическое воздействие струи на окружающую среду из-за наличия в слое смешения разрежения.

Учет появления понижения статического давления в слое смешения, и возникновение, из-за этого, эффекта «всасывания» в струю [5] позволяет в целом представить физически обоснованную схему турбулентного течения в слое смешения струи.

Рассматривая осредненные уравнения Рейнольдса в приближении пограничного слоя при больших числах Рейнольдса, Таунсенд показал, что в слое смешения возникает разрежение ΔP, зависящее от осредненного значения поперечных пульсаций скорости:

$$\Delta P = P_a - \rho\left\langle v'^2 \right\rangle \qquad (1)$$

Это следует из уравнений Рейнольдса для осредненных параметров течения в слабо расширяющемся слое смешения [2]. В этом случае $v \ll u, \partial/\partial x \ll \partial/\partial y$. Слой считается плоским

$$\frac{\partial\left\langle v'^2 \right\rangle}{\partial y} \approx \frac{1}{\rho}\frac{dP}{dy} + \nu\frac{\partial^2 v}{\partial y^2},$$

при больших числах Рейнольдса

$$\rho\frac{\partial\left\langle v'^2 \right\rangle}{\partial y} \cong \frac{dP}{dy}.$$

Отсюда следует (1).

На рис. 3 приведены результаты измерений статического давления в поперечном сечении слоя смешения при их сопоставлении с данными одновременных измерений поперечных пульсаций скорости [4,5]. -скоростной напор.

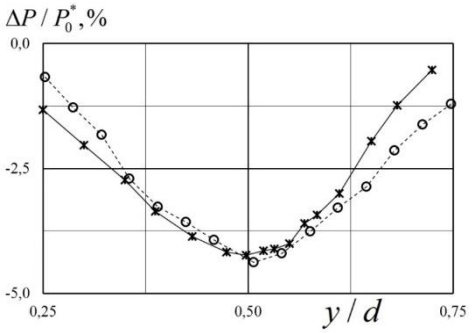


Рис. 3. Результаты измерений статического давления (кружки) и поперечных пульсаций скорости (звёздочки).

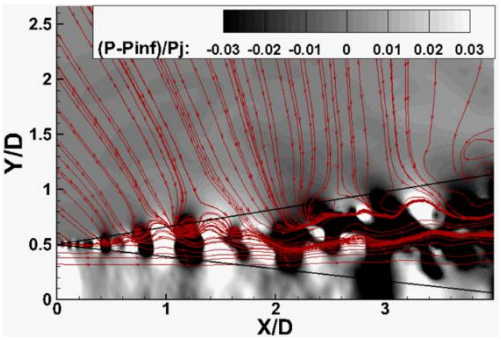


Рис. 4. Мгновенная картина течения в слое смешения струи.

На рис. 4 представлены мгновенная картина течения в слое смешения струи и иллюстрация втекания в него внешней среды, полученная по результатам вычислительного моделирования [5]. Обозначены границы слоя смешения y1 - нижняя и y2 -верхняя. Интенсивностью серого показано распределение статического давления, приведены линии тока втекания внешней среды. Неоднородности статического давления движутся вместе с потоком, создавая осредненное распределение, приведенное на рис. 3. Расширение слоя смешения обусловлено вовлечением окружающей среды.

Представленная схема течения позволяет связать интенсивность расширения слоя смешения и нарастание потока массы в струе и интенсивность втекания в слой смешения.

Как можно видеть, по данным рис. 4 внешняя среда втекает в слой смешения в области, в которых статическое давление понижено.

Поток массы в слое смешения

$$G_b = \int_{y_1}^{y_2} u dy = u_0 b \int_0^1 \frac{u}{u_0} d\eta$$

Его увеличение происходит за счёт втекания через внешнюю границу со средней скоростью v_n и через внутреннюю границу y_1 со скоростью u_0

$$\frac{dG_b}{dx} = \frac{db}{dx} u_0 k_1 = v + u_0 \frac{d|y_1|}{dx},$$

$$k_1 = \int_0^1 \frac{u}{u_0} d\eta,\ v_n = b'_x u_0 k_1 - u_0 b'_x k_2,\ k_2 = \int_0^1 \left(\frac{u}{u_0}\right)^2 d\eta\ .$$

Можно отметить, что при возможных, согласно [3], значениях интегралов $k_1 \approx 0.5$ и $k_2 \approx 0.358$ и $b'_x = 0.3$ величина скорости втекания

$$v_n = 0.043 u_0,$$

что соответствует известным экспериментальным данным.

В работах [4,5] показано, что скорость втекания внешней среды в слой смешения может быть определена по соотношению, в котором, согласно (1) характерное среднее значение разрежения связано с максимальной интенсивностью пульсаций

$$v_n = \beta\sqrt{\Delta P_m/\rho} \text{ или } v_n = \beta u_0 \varepsilon_{vm},$$

здесь β – экспериментальный коэффициент, значение которого для плоского слоя смешения, можно определить по вычисляемой по балансу расходов величине скорости втекания v_n и известной из экспериментов [3] величины ε_v – интенсивности поперечных пульсаций скорости.

Отличие этого коэффициента от единицы связано с тем, что уровень понижения статического давления распределен в слое смешения также, как и уровень пульсаций, как это показано на рис. 3. Можно предположить, что «всасывающее» действие этого перепада статического давления характеризуется его максимальным осредненным значением в поперечном сечении слоя смешения, если проводить осреднение по величине индуцированной скорости v_i.

$$v_i = \sqrt{\Delta P_m/\rho} = u_0 \varepsilon_{vm} = \sqrt{\langle v'^2_m \rangle}\ .$$

На рис. 4 приведены результаты определения мгновенной картины втекания в струю, где видно, что втекание вызвано наличием отдельных областей с пониженным статическим давлением. Специальные эксперименты, проведенные с помощью миниатюрных малоинерционных датчиков, подтверждают наличие таких областей.

Обращаясь к картине течения на рис. 4 можно видеть, что при втекании внешней среды поток дополнительно ускоряется из-за того, что поток огибает области повышенного статического давления. Протяженность областей повышенного и пониженного давления одинакова и средние значение скорости индуцированного потока на некотором удалении.

$$v_n = \frac{1}{2} v_i \qquad (2)$$

Тогда для значения скорости втекания получается соотношение

$$v^2{}_i \approx \langle v'^2 \rangle = u_0^2 \varepsilon_{vm}^2 \int_0^1 \frac{\varepsilon_v^2}{\varepsilon_{vm}^2} d\eta = u_0^2 \varepsilon_{vm}^2 k_{vm}\ .$$

При использовании данных о распределении пульсаций скорости [3,5], получается:

$$v_i^2 = u_0^2 \varepsilon_{vm}^2 0.319.$$

В соответствии с (2)

$$v_n = 0.565 u_0 \varepsilon_{vm}/2.$$

В соответствии с экспериментальными данными $\varepsilon_{vm} \approx 0.165$. Тогда

$$v_n = 0.0465 u_0.$$

Такое значение скорости втекания соответствует известным данным и практически совпадает с приведенным выше значением, полученным по данным о нарастании потока массы в слое смешения.

Заключение

Динамическое взаимодействие турбулентной струи с окружающей средой обусловлено пониженным статическим давлением в зоне турбулентных пульсаций. При втекании в струю возникает взаимодействие турбулентного и нетурбулентного потоков. Последний турбулизуется при таком взаимодействии, а пульсации в струйном потоке ослабляются. При понижении уровня турбулентных пульсаций будет снижаться, согласно (1) «всасывающее» воздействие пульсаций. Это обозначает, что в реальных условиях существует равновесие между уровнем пульсаций скорости и величиной скорости втекания в струю. Представленные данные совместно с результатами анализа в [5], показывают, что равновесие в плоском слое смешения имеет место при определенном значении энергии турбулентных пульсаций. Он соответствует максимальному значению интенсивности пульсаций скрорости $\varepsilon_m = 17\%$ и интенсивности расширения слоя смешения $b'_x = 0.3$.

Список использованных источников

[1] А. Н. Секундов, О.В. Яковлевский // Течения жидкости, индуцированные турбулентными струями, Изв. АН СССР, МЖГ, 1963, № 3.

[2] А. А. Таунсенд // Структура турбулентного потока с поперечным сдвигом. М.: Изд-во иностр. лит. 1959. 399 с.

[3] Г. Н. Абрамович, Т. А. Гиршович, С. Ю. Крашенинников, А. Н. Секундов, И. П. Смирнова // Теория турбулентных струй. М.: Наука. 1984. 716 с.

[4] С. Ю. Крашенинников, Миронов А.К., Бендерский Л.А. Динамическое воздействие затопленной турбулентной струи на окружающую среду// Докл. РАН, физика, технические науки, 2020, т. 491, С. 80-84

[5] С. Ю. Крашенинников, П. А. Семенёв // Анализ характеристик пульсационного движения в турбулентной струе в процессах смешения и шумообразования, Изв. РАН, МЖГ №4, 2022, с. 26-40

УПРАВЛЕНИЕ МАСШТАБАМИ НАНОСТРУКТУР ПРИ ЛАЗЕРНОЙ АБЛЯЦИИ, ИХ ПРИМЕНЕНИЕ В РАЗЛИЧНЫХ АВИАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЯХ

П.С. Кулешов[1], А.С. Люлюшкина[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Получены аналитические результаты в области аэрогидродинамики и теплофизики: условия возбуждения лазерными импульсами капиллярных волн на поверхности расплава металла или металлоида; условия их застывания в виде нанорельефа и/или их фрагментация из-за потери устойчивости при резонансе с акустическими деформационными волнами в ванне расплава. Результаты расчетов по размерам фрагментов дробления (синтез наночастиц) и периодам нанорельефа, а также по их распределениям создают научно-технический задел по авиа- и ракетным двигателям, их элементам: по проблеме разработки металлизированных топлив; по проблеме повышения эффективности твердополимерных топливных ячеек комбинированных и электрических силовых установок; по проблеме снижения риска образования льда на неподвижных элементах входных устройств ГТД, ВРД и в топливных ячейках. Результаты работы имеют отношение: к защите от обледенения антенн, датчиков ПВД и несущих поверхностей БПЛА самолетного типа; к проблеме интенсификации теплообмена в жидких хладогентах.

CONTROL OF NANOSTRUCTURE SCALES DURING LASER ABLATION, THEIR APPLICATION IN VARIOUS AVIATION TECHNOLOGIES

P.S. Kuleshov[1], A.S. Lulushkina[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

Analytical results have been obtained in the field of aerohydrodynamics and thermophysics: conditions for the excitation of capillary waves by laser pulses on the surface of a metal or metalloid melt; conditions for their solidification in the form of a nanorelief and/or their fragmentation due to loss of stability during resonance with acoustic deformation waves. The results of calculations on the size of crushing fragments (synthesis of nanoparticles) and periods of nanorelief, as well as on their distributions, create a scientific and technical reserve for aircraft and rocket engines, their elements: on the problem of developing metallized fuels; on the problem of increasing the efficiency of solid polymer fuel cells of combined and electric power plants; on the problem of reducing the risk of ice formation on fixed elements of the GTE, input devices and in fuel cells. The results of the work relate to: protection from icing of antennas, LDPE sensors and bearing surfaces of aircraft-type UAVs; to the problem of heat exchange intensification.

1 Введение

Несмотря на то, что эксперименты в области лазерной фрагментации и наноструктурирования ведутся давно [1, 2], тем не менее, до сих пор нет надежных методов прогнозирования результатов воздействия лазером на дисперсность фрагментации наночастиц и размеры наноструктур модифицированных поверхностей. В этой связи, созданный капиллярно-волновой механизм [3-6] выгодно отличается от предыдущих исследований. В некоторых случаях расчеты дисперсий, периода рельефа и размера частиц по данному механизму дают расхождение с экспериментом менее 25%. Особенно хорошо моделируются металлы, хуже полуметаллы.

Практическая значимость, актуальность данной работы заключается в ориентированности ее результатов на решение следующих проблем авиадвигателестроения:

- разработка металлизированных топлив (повышение мелкости фрагментации для ускорения воспламенения и повышения скорости горения металлических частиц) [7];
- повышение эффективности твердополимерных топливных ячеек комбинированных и электрических СУ с помощью увеличения эффективной площади мембран и электродов при нанесении нанорельефа [8];
- снижение риска образования льда на элементах планера ЛА и на неподвижных элементах входных устройств ГТД, ВРД и топливных ячеек при их покрытии супергидрофобным нанорельефом [9-11].

В рамках созданного капиллярно-волнового механизма показано, что размеры фрагментов дробления и периода нанорельефа зависят от параметров лазерного импульса (интенсивность, длительность, длина волны, число перекрытий импульсов при сканировании), т.е. можно прогнозировать и управлять дисперсностью наночастиц и масштабом нанорельефа.

2 Обоснование применения в авиационных технологиях лазерного наноструктурирования

Необходимость борьбы с обледенением БПЛА показана, например, в [12]. Настоящая работа, в том числе, изучает возможность комбинированного использования наноструктурированных покрытий, созданных методом лазерной абляции, применительно к БПЛА для решения задач борьбы как с обледенением на разных режимах полета [9-11], так и с отрывами вихрей при ламинаризации обтекания БПЛА [13]. Развивается подход [14] по созданию полимерных супергидрофобных пленочных покрытий-реплик. Эффект новизны заключается в аналитическом прогнозировании влияния электростатического поля на масштаб наносимого на шаблон нанорельефа, а также в возможности управления в полете ЛА супергидрофобностью металлизированной пленки-реплики подаваемым на нее электрическим потенциалом в зависимости от режима обтекания.

В самом деле, для БПЛА из-за ограниченности ресурсов на борту целесообразно использовать пассивный метод борьбы с образованием льда путем покрытия поверхностей БПЛА супергидрофобным нанорельефом. Из экспериментов [15, 16] следует, что с ростом величины потенциала мишени масштаб нанорельефа и размеры фрагментов дробления возрастают.

С другой стороны, для ламинаризации обтекания ЛА считается перспективным использование плазменных актуаторов с барьерным разрядом в точках возможного отрыва вихрей [13]. Основные достоинства актуаторов — отсутствие движущихся частей, возможность электронного управления, высокое быстродействие, конформность - совместимость с формой аэродинамических поверхностей, устойчивость барьерного разряда к изменению давления и влажности воздуха, малое энергопотребление и небольшой вес. Однако возможности актуаторов ограничены режимом обтекания с числом Рейнольдса $Re<10^6$ [17], т.е. такой способ трудно реализуем для больших пассажирских самолетов, но легко реализуем для малых БПЛА самолетного типа. Он заключается в увеличении индуцированного воздушного потока актуатором за счет увеличения площади плазменной поверхности его электрода при использовании регулярных разрядных нановыступов на ней. Таким распределенным электродом может является металлизированная полимерная пленка с регулярным нанорельефом. Для предотвращения ламинарно-турбулентного перехода в потоке воздуха разрядные промежутки должны создавать достаточно большую объемную силу, которая растет с повышением средней мощности электропитания. С другой стороны, энерговыделение в разряде желательно минимизировать, чтобы не оказывать негативного влияния объемного тепловыделения на устойчивость пограничного слоя [18]. Эффективность плазменного актуатора определяется коэффициентом энергетической эффективности, т.е. отношением создаваемой им горизонтальной объемной силы к средней потребляемой электрической мощности. Этот коэффициент можно повысить путем замены системы многоострийных электродов на сплошную нанорельефную высокопотенциальную поверхность. При этом на порядки уменьшаются радиусы кривизны электродов и существенно снижаются напряжение зажигания разряда и токи утечки, что важно при ограниченных ресурсах на борту БПЛА.

На основе внедрения наноструктурированных металлизированных покрытий возможно объединить вышеупомянутые методы: борьбу с обледенением и ламинаризацию обтекания при барьерном разряде. Объединение основано на выявлении локальных областей на обтекаемой поверхности БПЛА самолетного типа, чувствительных к аэродинамическим возмущениям, возникающим как из-за маневрирования БПЛА (на сверхкритических углах атаки), так и из-за нарастания льда и изменения геометрии профиля. Кроме того, полностью пассивный метод борьбы с обледенением может быть усилен путем подачи потенциала на нанорельеф, т.к. наиболее мелкие капли и их фрагменты, ранее проникавшие в нанорельеф и замерзавшие там, теперь, при подаче на рельеф электрического потенциала, будут деформированы (приобретут эллиптичность) в усиленном на выступах электрическом поле и не смогут в него проникнуть. Кроме того, при соприкосновении таких капель с рельефом, находящимся под потенциалом, капли одноименно с ним заряжаются и отталкиваются от него. А при повышении потенциала выше напряжения зажигания разряда происходит локальное тепловыделение в

стримерах с выступов рельефа, которое может растопить пленку льда в начале ее намерзания.

3 Капиллярно-волновой механизм

При распаде частицы предполагается резонансный характер дробления жидкости: время распространения деформаций со скоростью звука *c* в жидкой исходной частице радиуса *R* задает период капиллярных волн, а они, в свою очередь, с учетом коэффициента поверхностного натяжения σ и плотности ρ жидкости, задают период остаточных колебаний в жидких сферических фрагментах, формулы которых известны. Из равенства этих времен, в предположении, что реализуется основные тона капиллярных волн и остаточных деформационных колебаний фрагментов, в [3-5] получена формула радиуса фрагмента *r*, которая обобщается на первые *k*-гармоник капиллярных волн с частотами $\nu_k = kc/2R$, k=1, 2, 3…:

$$r = \left[\left(R/kc \right)^2 \left(\sigma/\rho \right) \right]^{1/3} \quad (1).$$

В [3, 5] выведено распределение фрагментов при объемной диспергации исходных частиц:

$$dn/dr = \left(6n_0 / r_{pp}\sqrt{\pi} \right) (5/3)^2 \cdot \left(r/r_{pp} \right)^5 \cdot \exp\left(-5r^3/3r_{pp}^3 \right) \quad (2),$$

где r_{pp} – наиболее вероятный радиус фрагментов. Распределение (2) имеет дисперсию (полуширину на полувысоте максимума) – 30% и получено из (1) и условия несжимаемости жидкости $r^3 \cdot dn = R^3 \cdot dN$ в предположении максвелловского распределения исходных частиц с наиболее вероятным радиусом R_p:

$$dN/dR = \left(4N_0/\sqrt{\pi}R_p \right) \cdot \left(R/R_p \right)^2 \cdot \exp\left(-R^2/R_p^2 \right) \quad (3).$$

Аналогичные (1) распределения наноструктур получаются при застывании расплава [4, 6].

В [9-11] дан критерий супергидрофобности поверхности при ударе по ней со скоростью υ капель радиуса *R*, фрагментирующих с КПД η:

$$\lambda < 2\left[\left(R/kc \right)^2 \left(\sigma/\rho \right) \right]^{1/3} \text{ или } \lambda < \frac{2\sigma}{\rho\upsilon^2} \cdot \frac{24^{1/2}}{\eta} \quad (4).$$

На **рис.** 1 показаны стадии развития капиллярно-волнового механизма при фрагментации крупной наночастицы лазерным излучением: 1) поглощение наночастицей излучения и ее плавление, возбуждение радиальных стоячих акусто-деформационных волн; 2) возбуждение тангенциальных акусто-деформационных волн в объеме частицы и капиллярных волн на ее поверхности; 3) разрыв сплошности жидкой среды в точках максимального градиента давления, возникновение каверн, возбуждение капиллярных колебаний в них; 4) распад жидкого ядра на фрагменты, испытывающие деформационные колебания.

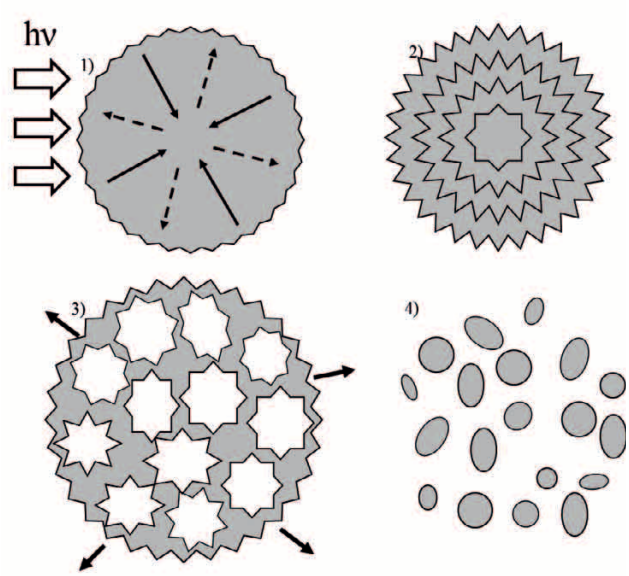


Рис. 1. Стадии фрагментации из [5]

Согласно **рис. 2** лазерный импульс на мишени образует рельеф в несколько стадий: 1) образование лазерным импульсом газовой каверны и расплава металла глубиной *x*; 2) формирование схлопывающейся газовой каверной стоячих деформационных волн; 3) усиление на поверхности расплава деформационными волнами капиллярных волн λ; 4) застывание капиллярных волн и формирование поверхностного рельефа.

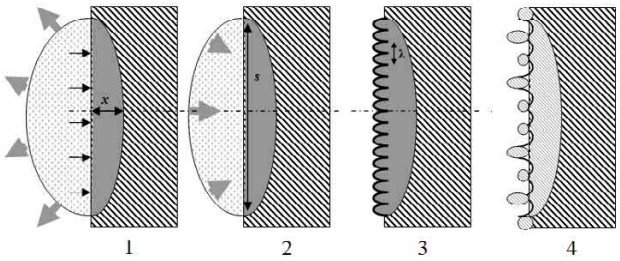


Рис. 2. Схема капиллярного механизма взаимодействия лазерного импульса с металлической подложкой путем образования резонатора (ванны расплава) масштаба *s* из [4]

4 Заключение

По представленным выше результатам планируется модифицировать известный ранее пассивный метод борьбы с обледенением (см. [9-11]) из однорежимного (настроенного на определенные скорость полета и размер капель) в многорежимный и пассивно/активный с умеренным энергопотреблением. Модифицированный метод на основе нанорельефной металлизированной полимерной пленки с перестраиваемым в полете ЛА электрическим потенциалом обещает быть более универсальным, высокотехнологичным при массовом производстве. Помимо борьбы с обледенением, при увеличении

электрического потенциала пленки, данный метод в перспективе может улучшать обтекание ЛА электрогазодинамическим воздействием распределенного пленочного плазменного актуатора на погранслой.

Отталкиваясь от экспериментов [13] с учетом капиллярно-волнового механизма [3-6] планируется сформулировать алгоритм выбора периода нанорельефа на металлических поверхностях ЛА для снижения энергетических характеристик барьерного разряда в распределенном плазменном актуаторе.

Список использованных источников

[1] Zhang, D., Gökce, B. & Barcikowski, S. Chem. Rev. 117, 3990–4103 (2017).

[2] Besner, S., Kabashin, A. V & Meunier, M. Appl. Phys. Lett. 89, 233122 (2006).

[3] П.С. Кулешов О диспергировании наночастиц алюминия // Горение и взрыв. – 2019. – Т. 12, № 3. – С. 117-126. – DOI 10.30826/CE19120313.

[4] П.С. Кулешов, С.И. Миколуцкий, Ю.В. Хомич Механизмы формирования поверхностного нанорельефа при лазерной абляции // ТВТ. – 2024. – Т. 62, № 1. – С. 112-120. – DOI 10.31857/S0040364424010135.

[5] K.O. Aiyyzhy, E.V. Barmina, P.S. Kuleshov, G.A. Shafeev Evolution of Individual Fractions in the Distribution of Metal Nanoparticles during Their Laser Fragmentation // Bulletin of the Lebedev Physics Institute. – 2024. – Vol. 51, No. S12. – P. S1070-S1083. – DOI 10.3103/S1068335625600081.

[6] П.С. Кулешов, Е.В. Бармина, И.О. Бруславский О распределениях наноструктур по размерам при лазерном формировании рельефа // Неравновесные процессы: 11-й Международный симпозиум по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям, Сочи, 07–11.10.2024. – М.: "ТОРУС ПРЕСС", 2024. – С. 87-90. – DOI 10.30826/NEPCAP11A-21.

[7] П.С. Кулешов Патент № 2744462 C1 РФ, МПК F02K 9/00, B82B 1/00. Способ диспергирования трудновоспламеняемых наночастиц: № 2020122556: заявл. 08.07.2020: опубл. 09.03.2021; заявитель ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова".

[8] В.Д. Кобцев, А.В. Гелиев, П.С. Кулешов Патент № 2833917 C1 РФ, МПК B23K 26/352, B82B 1/00. Способ наноструктурирования поверхности металлического материала для изготовления электродов или электролитических мембран твердоокисных топливных ячеек путем лазерной абляции: заявл. 15.12.2023: опубл. 31.01.2025; заявитель ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова".

[9] В.Д. Кобцев, А.В. Гелиев, П.С. Кулешов Патент № 2815776 C1 РФ, МПК B23K 26/34, C21D 1/09, B82B 3/00. Способ придания супергидрофобных свойств поверхности металла: № 2023113677: заявл. 26.05.2023: опубл. 21.03.2024; ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова".

[10] I.A. Amelyushkin, M.A. Kudrov, P.S. Kuleshov Peculiarities of icing in a flow with supercooled droplets and ice crystals // Journal of Physics: Conf. Ser. – 2024. – Vol. 2817, No. 1. – P. 012025. – DOI 10.1088/1742-6596/2817/1/012025.

[11] И.А. Амелюшкин, М.А. Кудров, П.С. Кулешов Оптимизация рельефа поверхности для придания ей супергидрофобных свойств // Вестник ГУП. Серия: Ф.-М. – 2024. – № 4. – С. 6-25. – DOI 10.18384/2949-5067-2024-4-6-25.

[12] П.В. Бойкачев, А.А. Сутько, И.А. Дубовик, и др. Согласование антенного устройства канала управления и приемо-передающего модуля беспилотного летательного аппарата в условиях обледенения. Журнал радиоэлектроники. 2022. №6. https://doi.org/10.30898/1684-1719.2022.6.6

[13] Б.С. Алешин, А.П. Курячий, И.Е. Ребров, и др. Многоразрядная актуаторная система для силового электрогидродинамического воздействия на пограничный слой аэродинамических поверхностей // Письма в ЖТФ, 2017, том 43, вып. 1, с. 45-52.

[14] E.V. Barmina, M.I. Zhil'nikova, I.I. Rakov, et. all Laser-Induced Standing Capillary Waves on Glassy Carbon and Their Polymer Replicas // ISSN 1541-308X, Physics of Wave Phenomena, 2021, Vol. 29, No. 3, pp. 229–233.

[15] В.С. Жигарьков, Е.В. Ивановская, К.О. Айыыжы, А.В. Овчаров Получение частиц на основе титана и золота методом лазерной абляции тонких пленок в жидкости // Письма в ЖТФ, 2023, том 49, вып. 22, с. 31-34.

[16] А.С. Дмитриев Введение в нанотеплофизику / М.: Бином. Лаборатория знаний, 2021. – 790 с.

[17] Moreau E. // J. Phys. D: Appl. Phys. 2007. V. 40. P. 605–636.

[18] Debien A., Benard N., Eric Moreau E. // J. Phys. D: Appl. Phys. 2012. V. 45. P. 215 201

МЕТОДИКА РАЗРАБОТКИ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ ГЛОБАЛЬНЫХ КИНЕТИЧЕСКИХ МЕХАНИЗМОВ ГОРЕНИЯ

Б.И. Луховицкий, А.С. Шарипов, М.В. Дробыш, А.Н. Дубовицкий
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работа посвящена разработке методики создания глобального одностадийного кинетического механизма горения с константой скорости брутто-реакции в аррениусовской форме на примере задачи о горении стехиометрической смеси водорода с воздухом при нормальных условиях. Применительно к бунзеновской горелке показано, что разработанный с использованием предложенного подхода механизм позволяет достаточно точно описать форму и положение фронта пламени, а также конечные параметры потока, однако сама зона горения при его использовании воспроизводится недостаточно точно.

A FRAMEWORK FOR CREATING TAILORED GLOBAL REACTION MECHANISMS FOR COMBUSTION MODELING

B.I. Loukhovitski, A.S. Sharipov, M.V. Drobysh, A.N. Dubovitsky
CIAM, Moscow, Russia

The work focuses on the development of a method for creating a global one-step reaction mechanism with a net Arrhenius-like rate constant, as exemplified for the combustion of a stoichiometric hydrogen-air mixture under normal conditions. When applied to the Bunsen burner, the mechanism developed using the proposed approach has been shown to accurately reproduce the shape and position of the flame front, as well as the final flow parameters, but it does not accurately reproduce the combustion zone when employed.

1 Введение

На сегодняшний день процедура разработки сколько-нибудь сложного устройства немыслима без сопутствующего численного моделирования процессов, в нем протекающих. Для ряда устройств, в том числе и для авиационных двигателей, одним из процессов, от которых критически зависит работа всего агрегата, является горение – ключевой и при этом, пожалуй, тяжелее всего поддающийся предсказательному численному описанию процесс. Проблема в том, что даже чисто газодинамическое моделирование течения в реальном горельном устройстве со сложной геометрией требует значительного времени и (или) вычислительных мощностей, причем задача сильно утяжеляется, если попутно требуется учитывать химические превращения, вводя в модель новые переменные – концентрации компонентов реагирующей смеси (топливо, окислитель, промежуточные и конечные продукты горения).

Размер необходимого для такого моделирования реакционного механизма (число компонентов и число химических реакций) напрямую зависит от состава выбранной горючей смеси. Так для описания воспламенения и горения водорода в воздухе, как правило, используются детальные кинетики с 9 компонентами, содержащие около 20 реакций (это в случае, если не требуется моделировать сопутствующее образование оксидов азота). Современные детальные кинетические механизмы (ДКМ) горения углеводородных топлив, таких как керосин, содержат сотни компонентов и тысячи химических реакций. В связи с этим, при моделировании горения в течениях со сложной структурой возникает необходимость в редуцировании (сокращении числа компонентов) кинетического механизма.

С учетом того, что ДКМ создаются, как правило, под максимально широкие диапазоны начальных условий (температура, давление, коэффициент избытка воздуха), редуцирование кинетического механизма без потери точности возможно применительно лишь к конкретным задачам: если необходимо описывать параметры реагирующей смеси лишь для ограниченного диапазона условий, значительную часть химических компонентов, как показывает практика, можно исключить из кинетической схемы без существенного ущерба для точности предсказательного моделирования (опять же, ограниченно выбранных) целевых параметров.

В случае, если требуется максимально ускорить расчеты, в некоторых случаях можно прибегнуть к использованию глобальных кинетических механизмов (ГКМ) – как правило, одностадийных моделей, включающих только брутто-реакции перехода компонентов топливовоздушной смеси в конечные продукты горения (вода, углекислый газ).

Целью данной методической работы было на примере простейшего с точки зрения кинетики горения топлива – водорода, описать этапы разработки глобального кинетического механизма и продемонстрировать его возможности.

2 Разработка ГКМ окисления водорода

Независимо от назначения известные ГКМ можно разделить на две группы: механизмы с поддерживаемыми большинством программных продуктов видами зависимости константы скорости единой брутто-реакции окисления топлива от температуры и давления (в форме Аррениуса, Линдемана, Troe, PLOG или в виде полиномов Чебышева) и механизмы с константой скорости реакции, представленной в виде нестандартной, специально предложенной зависимости. Очевидно, что ГКМ первого типа более предпочтительны с точки зрения практического использования, однако понятно, что диапазон условий применимости и набор целевых параметров в этом случае будет более узок, чем для ГКМ второго типа.

На примере задачи об окислении стехиометрической смеси водорода с воздухом при нормальных условиях был создан ГКМ с константой скорости реакции

$$H_2 + ½O_2 + M = H_2O + M, \qquad (R1)$$

записанной, ради возможности ее использования в стандартных программных продуктах, в общепринятой аррениусовской форме.

Поскольку создание ГКМ даже такого простого типа на основе 2D- и 3D-расчетов течения реагирующей смеси – весьма ресурсоемкая задача, механизм данной работы создавался на базе расчетов равновесного состава и одномерных задач о свободном распространении плоского фронта ламинарного пламени и задачи о ламинарном горении в плоской горелке.

В качестве эталонного ДКМ был выбран реакционный механизм [1], обладающий наилучшей предсказательной способностью среди существующих на сегодняшний день ДКМ окисления водорода [2]. В данной работе ГКМ создавался в два этапа. На первом этапе при решении задачи о нахождении термодинамически-равновесного состава продуктов полностью прореагировавшей стехиометрической смеси водорода с воздухом с начальной температурой от 300 до 1800 К при атмосферном давлении варьировались термодинамические свойства молекулы H_2O, а именно подбирались стандартная энтальпия образования ($\Delta_f H_{298}^0$) и первый коэффициент в полиноме для ее теплоемкости (a_1) [3]. Необходимость такой коррекции обусловлена тем, что использование ГКМ, т.е. механизма, содержащего лишь исходные реагенты и основные продукты реакции (H_2, O_2, H_2O и N_2), без учета радикалов (H, O, OH, HO_2 и H_2O_2), неизбежно ведет к существенному завышению равновесной температуры горения, что может быть исправлено как раз путем такого изменения термодинамических свойств компонентов ГКМ.

На рис. 1 показаны зависимости равновесной температуры T_{eq} в замкнутом адиабатическом реакторе постоянного давления от начальной температуры T_0 для стехиометрической водородо-воздушной смеси при атмосферном давлении, полученные с использованием ДКМ [1], популярного ГКМ из работы [4] и ГКМ данной работы.

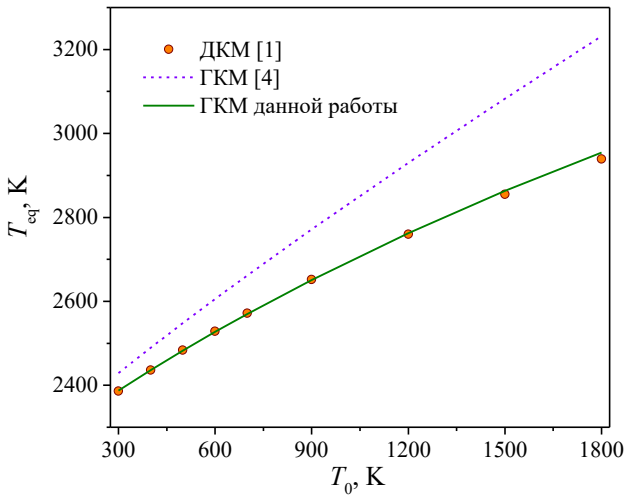


Рис. 1. Зависимости равновесной температуры T_{eq} стехиометрической водородо-воздушной смеси от начальной температуры T_0 при давлении p = 1 атм, полученные с использованием различных механизмов

Как можно видеть, предложенный подход позволяет в точности воспроизвести равновесную температуру продуктов сгорания во всем диапазоне температур (для стехиометрической смеси при атмосферном давлении), тогда как ГКМ без модифицированной термодинамики [4] завышает адиабатическую температуру на десятки (при низких T_0) и сотни градусов.

На втором этапе при решении двух указанных выше одномерных задач подбирались коэффициенты для расчета температурной зависимости константы скорости реакции (R1) при начальной температуре T_0 =300 – 400 К, давлении p = 1 атм и коэффициенте избытка окислителя α = 0.9 – 1.1. Варьировались коэффициенты в выражении для константы скорости реакции в аррениусовой форме (A, n и E_a), дробные порядки реакции по водороду и кислороду (F_{H2} и F_{O2}) и эффективности третьего тела для воды и азота (ε_{H2O} и ε_{N2}). Для демонстрации особенностей полученной кинетики на рис. 2 показана температурная зависимость времени индукции τ_{in} – основной характеристики кинетического механизма горения.

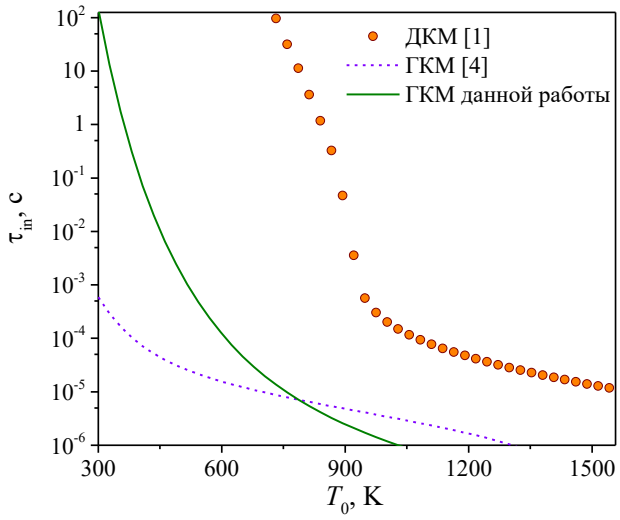


Рис. 2. Зависимость времени индукции τ_{in} стехиометрической водородо-воздушной смеси от начальной температуры T_0 при давлении p = 1 атм

Как можно видеть из этого рисунка, как ГКМ [4], так и ГКМ, разработанный нами, не описывают данную характеристику в точности (они на ней и не настраивались), однако важно отметить существенное отличие механизма данной работы от ГКМ [4]: при низкой температуре (T_0 = 300 K), когда рассматриваемая смесь не должна воспламеняться (время индукции превышает характерные времена протекания процессов практически в любой системе), механизм [4], в отличие от детального и нашего механизма, дает время индукции порядка миллисекунды, т.е. механизм [4] вообще непригоден для моделирования горения гомогенной водородо-воздушной смеси.

Полученные оптимальные значения параметров ДКМ данной работы приведены в таблице 1.

Таблица 1. Параметры разработанного ГКМ

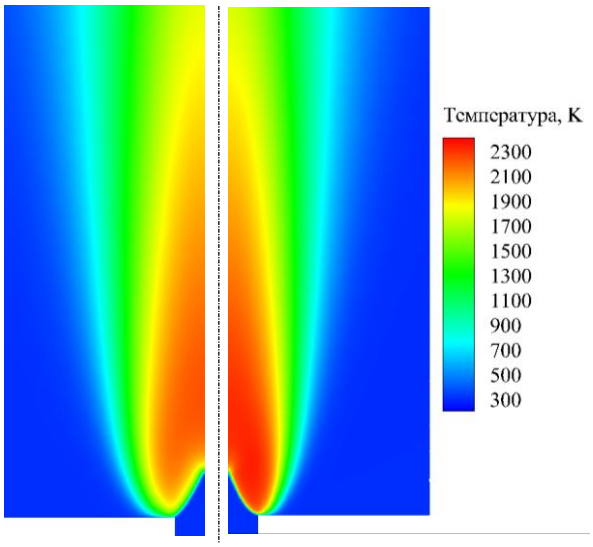
Параметр	Значение
A, (см^3/моль)$^{F_{H2}+F_{O2}}$/с	7.188×10^{9}
n	2.704
E_a, Дж/кмоль	8.063×10^{7}
F_{H2}	0.855
F_{O2}	2.644
ε_{H2O}	1.932×10^{-3}
ε_{N2}	0.805

Стоит указать, что процедура оптимизации механизма (подбор термодинамических и кинетических свойств) заключалась в минимизации отклонения результатов расчетов, проводимых с использованием разрабатываемого ГКМ, от результатов моделирования в рамках ДКМ [1] в ходе последовательного применения метода дифференциальной эволюции [5] и метода Пауэлла [6].

3 Моделирование горения с помощью ГКМ и ДКМ

Наконец, рассмотрим, как разработанный ГКМ (настроенный на нуль- и одномерных задачах, описанных выше) позволяет описывать горение стехиометрической смеси водорода с воздухом в бунзеновской горелке при нормальных условиях. Моделирование течения с горением проводились в осесимметричной постановке в рамках квазиламинарного подхода: для моделирования газодинамики использовалась модель турбулентности k-ω (SST), но взаимодействие химических источников с турбулентностью не учитывалось.

На рис. 3 показаны поля температуры для горелки с диаметром 3 мм, полученные в расчетах с использованием ДКМ [1] (рис. 3а) и разработанного в данной работе ГКМ (рис. 3б).



а) ДКМ б) ГКМ

Рис. 3. Поля температуры при горении стехиометрической водородо-воздушной смеси (нормальные условия) в бунзеновской горелке

Как можно видеть из этого рисунка, использование предлагаемого ГКМ позволяет достаточно точно описать форму и положение фронта пламени, однако сама зона горения при использовании ГКМ существенно уже, а температура за ней – выше. Данный факт легко объясним меньшими значениями времени индукции для ГКМ данной работы, чем у ДКМ [1] (см. рис. 2). Если же сравнить конечные температуры (верхние части рисунков), то можно увидеть, что результаты ГКМ неплохо согласуются с результатами ДКМ, что также вполне объяснимо (см. рис. 1). Таким образом, созданный механизм вполне может быть использован для определения положения фронта пламени и параметров реагирующего потока ближе концу расчетной области, однако структуру пламени разрешает некорректно что, в частности, не позволяет путем постобработки результатов, полученных с его использованием,

количественно правильно определять индекс эмиссии NO_x.

В то же время, использование ГКМ [4], как показали соответствующие расчеты, вообще невозможно для рассмотренной задачи, т.к. гомогенная смесь воспламенялась бы еще до выхода из сопла горелки в связи с достаточно низким значением времени индукции при нормальных условиях у данного механизма (см. рис. 2).

4 Заключение

Предложена методика разработки специализированного (направленного на решение узкого круга задач в ограниченных условиях) глобального кинетического механизма путем последовательной оптимизации термодинамических (в ходе решения задачи о нахождении равновесных параметров горючей смеси) и кинетических (в ходе решения задачи о свободном распространении плоского фронта ламинарного пламени и задачи о ламинарном горении в плоской горелке) параметров газа.

На примере задачи о гомогенном горении водородо-воздушной смеси при нормальных условиях продемонстрированы возможности предложенного подхода.

Показано, что разработанный таким образом механизм позволяет достаточно точно описать форму и положение фронта пламени в бунзеновской горелке, а также конечные параметры реагирующего потока, однако сама зона горения при его использовании описывается некорректно (с заметным завышением температуры относительно результатов, получаемых в рамках детального кинетического механизма).

Список использованных источников

[1] T. Varga, T. Nagy, C. Olm, I.G. Zsély, R. Pálvölgyi, É. Valkó, G. Vincze, M. Cserháti, H.J. Curran, T. Turányi. Optimization of a hydrogen combustion mechanism using both direct and indirect measurements // Proceedings of the Combustion Institute. 2015. Vol. 35. P. 589–596.

[2] А.А. Захаркина, А.С. Шарипов, И.Н. Кадочников. Сравнительный анализ критериев определения времени задержки воспламенения водород-кислородной смеси, используемых в численных экспериментах // Горение и взрыв. 2025. Т. 18. С. 3–14.

[3] R.J. Kee, G. Dixon-Lewis, J. Warnatz, M.E. Coltrin, J.A. Miller, H.K. Moffat. A Fortran computer code package for the evaluation of gas-phase, multicomponent transport properties // Livermore, CA: Sandia National Laboratories. 1988.

[4] P. Strakey, D. Ferguson, A. Sisler, A. Nix. Computationally quantifying loss mechanisms in a rotating detonation engine // AIAA paper. 2016. 2016-0900.

[5] R. Storn. K. Price. Differential evolution – a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces // Journal of Global Optimization. 1997. Vol. 11. P. 341–359.

[6] M.J.D Powell. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculating derivatives // The Computer Journal. 1964. Vol. 7, P. 155-162.

КИНЕТИЧЕСКИЙ МЕХАНИЗМ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ТОПЛИВ НА ОСНОВЕ СЖИЖЕННЫХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГАЗОВ: РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ

А.М. Савельев[1], В.А. Савельева[1], С.А. Торохов[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Разработан реакционный механизм воспламенения и горения альтернативных топлив на основе сжиженных углеводородных газов, описывающий воспламенение их суррогатов на основе пропана, н-бутана и изобутана как в высокотемпературной, так и в низкотемпературной области, а также в области обратной зависимости времени задержки воспламенения от температуры. Представлены результаты тестирования механизма на данных экспериментов по определению времен задержки воспламенения смесей изобутана, смесей углеводородных газов, содержащих пропан, н-бутан и изобутан, определению нормальной скорости распространения пламени, а также определению концентрации продуктов окисления изобутана в горелке с плоским пламенем.

KINETIC MECHANISM OF IGNITION AND COMBUSTION OF ALTERNATIVE FUELS BASED ON LIQUEFIED PETROLEUM GASES: DEVELOPMENT AND APPLICATION

A.M. Savel'ev[1], V.A. Savelieva[1], S.A. Torokhov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

A reaction mechanism for the ignition and combustion of alternative fuels based on liquefied petroleum gases has been developed, describing the ignition of their propane-based n-butane and isobutane surrogates in both the high-temperature and low-temperature regions, as well as in the inverse temperature dependence of the ignition delay time. The results of testing the mechanism based on experimental data on determining the ignition delay times of mixtures of isobutane, mixtures of hydrocarbon gases containing propane, n-butane, and isobutane, determining the normal flame propagation velocity, and determining the concentration of isobutane oxidation products in a flat-flame burner are presented.

1 Введение

Развитие воздушного транспорта в настоящее время в значительной степени определяется трендом на декарбонизацию. В качестве одной из мер по снижению выбросов парниковых газов рассматривается применение альтернативных топлив с пониженным углеродным следом. Для воздушного транспорта наиболее перспективными считаются альтернативные топлива на основе водорода и синтетические биотоплива [1, 2]. Однако пока на пути применения как водородного топлива, так и биотоплив возникает целый комплекс сложный проблем. Для водородного топлива эти проблемы связаны, в первую очередь, с производством требуемого количество водорода, его транспортировкой и хранением [3], для биотоплив – с отсутствием достаточной сырьевой базы [1]. В России, как и в других промышленно-развитых странах, перспективные планы по развитию энергетики и транспорта учитывают необходимость сокращения выбросов углекислого газа [4]. Принимая во внимание сложности, которые возникают на пути внедрения водорода и биотоплив, для Российской Федерации является целесообразным использование в ближнесрочной перспективе альтернативных низкоуглеродных топлив других типов, технологии которых либо уже разработаны, либо могут быть разработаны в сжатые сроки. Интерес в этой связи вызывают такие топлива, как LCAF – нефтяные авиационные топлива с пониженным углеродным следом, сжиженный природный газ (СПГ) и сжиженные углеводородные газы (СУГ). И СПГ, и СУГ характеризуются уменьшенным углеродным следом [5]. На основе СУГ институтом «НИПИгаз» совместно с ведущими институтами авиастроения – ЦАГИ и ЦИАМ – было разработано авиационное сконденсированное топливо (АСКТ) – альтернативное топливо для малой и региональной авиации (ТУ 39-1547–91).

Авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) на альтернативных низкоуглеродных топливах, как и на традиционных нефтяных топливах, должны удовлетворять требованиям ИКАО на эмиссию вредных веществ. Особое внимание при разработке

современных авиационных ГТД уделяется снижению эмиссии NO_x, допустимый уровень которой, скорее всего, будет пересмотрен в сторону ужесточения. Это побуждает производителей авиационных ГТД совершенствовать технологии малоэмиссионного сжигания и искать новые технические решения в этой области. Наиболее перспективной технологией малоэмиссионного сжигания в настоящее время считается технология бедного горения, которая предусматривает сжигание обедненных топливовоздушных смесей (ТВС) [6]. Ввиду тех особенностей, которые характерны для бедного горения, например, возможность преждевременного воспламенения ТВС или проскока пламени внутрь фронтового устройства, организация эффективного бедного горения в камерах сгорания (КС) ГТД является весьма сложной инженерно-технической задачей [7]. Как правило, при разработке КС с технологией бедного горения приходится рассматривать большое число разных вариантов конструкции фронтового устройства и отдельных его элементов, включая проведение соответствующих стендовых испытаний. Сокращения затрат на стендовые испытания позволяет добиться имитационное моделирование, которое дает возможность еще до проведения стендовых испытаний получить представление об эффективности того или иного технического решения. Поэтому широкое применение имитационного моделирования или цифровых экспериментов является отличительной особенностью современной методологии разработки малоэмиссионных КС [8]. Ключевым элементом цифровых моделей, с применением которых проводятся цифровые эксперименты с КС, является суррогат авиационного топлива – углеводородная композиция, имитирующая физико-химические свойства топлива, а также реакционный кинетический механизм воспламенения и горения суррогата в смесях с воздухом. Задачей настоящей работы является создание компактного реакционного механизма горения тройных смесей пропан/бутан/изобутан, рассматриваемых как суррогат топлив на основе СУГ и в частности топлива АСКТ.

2 Реакционный кинетический механизм

Кинетика окисления изобутана как при низких, так и высоких температурах к настоящему времени достаточно хорошо изучена. Согласно результатам экспериментальных и расчетных исследований окисления бутанов (например, [9-11]), процессы окисления н-бутана и изобутана во многом аналогичны. Поэтому предлагаемый механизм окисления изобутана строился по аналогии с механизмом окисления нормального бутана, описанного в работе [12]. Выбор реакционных каналов для реакционного механизма, осуществлялся в соответствии со сложившимися на текущий момент представлениями о кинетике окисления изобутана и бутана. Эти каналы учитывались ранее и при разработке механизма окисления н-бутана.

Отличия при разработке схемы i-C_4H_{10} от схемы n-C_4H_{10} состояли в следующем: 1) симметричный распад молекулы i-C_4H_{10} на радикалы C_2H_5 не рассматривается, что обусловлено различиями в строении молекул нормального бутана и изобутана; 2) при взаимодействии молекулы i-C_4H_{10} с некоторыми радикалами рассматривалось образование только одного изомера бутилового радикала C_4H_9 – i-C_4H_9, а не двух, как в случае молекулы н-бутана; 3) для бутиловых радикалов i(t)-C_4H_9, образующихся в ходе окисления изобутана, в отличие от продуктов окисления н-бутана, не рассматривается распад с образованием C_2H_4 и C_2H_5, что также связано со структурой молекулы изобутана. Сокращение схемы окисления изобутана в высокотемпературной части, по сравнению с известными механизмами, в частности, [13, 14], достигается за счет следующих допущений: 1) в предлагаемом механизме рассматривается взаимодействие молекулы i-C_4H_{10} с меньшим числом радикалов; 2) сокращено число реакций изобутилового радикала; 3) среди реакционных каналов расхода i-C_4H_8 также рассматривается взаимодействие с меньшим числом радикалов. Низкотемпературная часть механизма окисления изобутана также была построена по аналогии с механизмом [12], что соответствует сложившейся концепции низкотемпературного окисления алканов и изоалканов. В этой части механизм строился аналогично механизму окисления н-бутана. Разница заключалась в использованных параметрах уравнения Аррениуса для констант реакций. Также для изомера кетогидропероксида i-C4KET, образующегося в ходе низкотемпературного окисления изобутана, рассмотрен иной процесс распада, отличный от n-C4KET, для него использована константа, заимствованная из работы [13]. Сокращение низкотемпературной части механизма по сравнению с детальными механизмами [13, 14] достигалось за счёт сокращения количества каналов взаимодействия изомеров с радикалами и молекулами, а также за счет того, что в схему не были включены реакции для ряда изомеров. Нужно отметить, что, помимо сокращения числа изомеров, образующихся при окислении изобутана и реакционных каналов с их участием, компактность описываемого механизма окисления углеводородных газов в существенной мере достигается за счёт более компактных блоков реакций

окисления пропана и н-бутана, описанных в работах [15] и [12].

Механизм содержит группу реакций образования формальдегида CH_2O. Образованию CH_2O было уделено отдельное внимание при разработке механизма, поскольку формальдегид, как считается, является строительным материалом для органических аэрозолей, образующихся в выхлопных струях ГТД, оказывающих значительное влияние на радиационный баланс атмосферы.

Проведено тестирование механизма на данных экспериментов по определению задержки воспламенения смесей изомеров бутана с воздухом [9-11, 16], (T_0=670-1478 K, P=1-30 атм, (φ=0,3-2,0), определению скорости ламинарного пламени изобутана при T_0=298 K, P_0=1 атм и различных стехиометрических соотношениях (φ=0,67-1,4) [17, 18], а также определению концентрации ряда компонентов окисления изобутана (φ=1,71) в профиле пламени горелки МакКена при P=0,04 атм [19]. Проведено также модельное исследование воспламенения топлив на основе углеводородных газов, содержащих пропан, н-бутан и изобутан. Показано, что модель и выбранные составы суррогатов топлив на основе углеводородных газов с разумной точностью воспроизводят результаты экспериментов [20] по газофазному воспламенению стехиометрических смесей топлив с преобладанием пропана, н-бутана и изобутана при T_0=701-990 K и P_0=20 атм.

Проведены демонстрационные численные эксперименты по горению топлива АСКТ в модельной камере сгорания с технологией предварительного испарения и смешения, разработанной в ЦИАМ. В этих экспериментах использовался суррогат АСКТ топлива пропан/бутан/изобутан = 7/46,5/46,5 и созданный реакционный механизм. Расчёты выполнялись в стационарной постановке. Для моделирования использовалась стандартная методика расчёта, заключающаяся в решении итерационным методом системы уравнений Навье-Стокса для сжимаемого газа и уравнений модели турбулентности *k*-epsilon realizable. Для моделирования горения привлекалась модель турбулентного горения Eddy Dissipation Concept совместно с разработанным реакционным механизмом. При выборе схемы дискретизации для всех уравнений использовались схемы второго порядка. По итогам численного эксперимента получены данные об эмиссионных характеристиках камеры сгорания на топливе АСКТ и о границах бедного срыва. Эти данные сопоставлены с аналогичными данными, полученными для этой же камеры сгорания, работающей на СПГ и авиационном керосине типа Jet A-1.

3 Заключение

На основе созданного ранее механизма воспламенение и горение пропан-бутановых смесей, разработана кинетическая модель воспламенения и горения смесей пропана, н-бутана и изобутана, включающая как высокотемпературные, так и низкотемпературные каналы окисления и состоящая из 442 реакций для 84 компонентов.

Проведено тестирование модели на данных экспериментов по воспламенению и горению смесей изобутана, изобутана и н-бутана. Получено разумное согласие с экспериментальными данными по воспламенению изобутана при различных начальных условиях (T_0=670-1478 K, P_0=1-30 атм, φ=0,3-2,0), нормальной скорости распространения пламени изобутана, концентрациям основных продуктов окисления изобутана в профиле горелки с плоским пламенем.

Проведено расчетное исследование воспламенения топлив на основе углеводородных газов, содержащих пропан, н-бутан и изобутан. Показано, что модель и выбранные составы суррогатов топлив на основе углеводородных газов с разумной точностью воспроизводят результаты экспериментов по воспламенению стехиометрических смесей топлив с преобладанием пропана, н-бутана и изобутана для T_0=701-990 K и P_0 = 20 атм.

Как данные экспериментов, так и модельные расчеты свидетельствуют о том, что в области обратной температурной зависимости задержка воспламенения смеси LPG 2, с преобладанием C_3H_8 (66 %), была больше на 71 %, а для низкотемпературной области на 60 % больше, чем для смеси LPG 4, содержащей 23 % C_3H_8. Для высокотемпературной области разница в задержках воспламенения смесей LPG 2 и LPG 4 составляет не более 2 %. То есть, замедление воспламенения смеси при повышении доли пропана наиболее заметно в области обратной температурной зависимости и области низких температур.

Разработанная модель может применяться в цифровых экспериментах по горению альтернативных топлив на основе углеводородных газов в различных горельных устройствах, например, в малоэмиссионных камерах сгорания и, в том числе, камерах сгорания ГТД на топливе АСКТ или в двигателях внутреннего сгорания с воспламенением гомогенной смеси от сжатия (HCCI).

Работа выполнена при поддержке РНФ (проект № 24-29-00152).

Список использованных источников

[1] В.А. Палкин. Обзор работ за рубежом по применению альтернативных видов топлива в авиации // Авиационные двигатели. – 2021. – 4(13). – С. 63–84.

[2] А.М. Савельев, В.А. Савельева, И.Н. Кадочников, В.Е. Козлов, С.А. Кострица, Д.В. Новаковский. Синтетические углеводородные топлива: развитие технологий, проблемы и перспективы применения в авиационных ГТД // Авиационные двигатели. – 2023. − 2(19). – С. 51–74.

[3] В.С. Арутюнов Водородная энергетика: значение, источники, проблемы, перспективы (обзор) // Нефтехимия. – 2022. – Т. 62, №4. – С. 459-470.

[4] Стратегия социально-экономического развития Российской Федерации с низким уровнем выбросов парниковых газов до 2050 года. – Утв. Распоряжением Правительства Российской Федерации от 29 октября 2021 г. № 3052-р. – https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/402894476/

[5] С.А. Бурцев, М.Ю. Самойлов, М.В. Симаков. Анализ экологических аспектов применения перспективных схем силовых установок ближне-и среднемагистральных самолетов // Безопасность в техносфере. – 2015. − №2. – С. 67-72. 12.

[6] А.Н. Тарасенко, А.Ю. Васильев, М.В. Силуянова. Сравнительный анализ схем организации малоэмиссионного горения в камерах сгорания авиационных двигателей // Авиационные двигатели. – 2024. − 3(24).

[7] M.J. Foust, D. Thomsen, R. Stickles, C. Cooper, W. Dodds. Development of the GE Aviation Low Emissions TAPS Combustor for Next Generation Aircraft Engines // 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. – 2012. – P.1-9.

[8] J. Herbon, J. Aicholtz, S-Y. Hsieh, P. Viars, S. Birmaher, D. Brown, N. Patel, D. Carper, C. Cooper, R. Fitzgerald, R. Pandalai, Z. Hong. N+2 Advanced Low NO_x Combustor Technology Final Report, p. 136. NASA/CR—2017-219410, GE Aviation, Cincinnati, Ohio, 2017.

[9] T. Ogura, Y. Nagumo, A. Miyoshi, M. Koshi. Chemical kinetic mechanism for high temperature oxidation of butane isomers // Energy Fuels. – 2007. – V. 21. – P. 130–135.

[10] N.S. Donato, C. Aul, E.L. Petersen, C.M. Zinner, H.J. Curran, G. Bourque. Ignition and oxidation of 50/50 butane isomer blends // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2010. − V. 132. − 051502-9 p.

[11] D. Healy, N.S. Donato, C.J. Aul, E.L. Petersen, C.M. Zinner, G. Bourque, H.J. Curran. Isobutane ignition delay time measurements at high pressure and detailed chemical kinetic simulations // Combustion and Flame. – 2010. – V. 157. – P. 1540–1551.

[12] В.А. Савельева, А.М. Савельев, Н.С. Титова. Кинетический механизм воспламенения пропан-бутановых смесей с воздухом при низких и высоких температурах: разработка и применение // Физика горения и взрыва. − 2023. − Т. 59. − № 1. − С. 3-24.

[13] C.W. Zhou, Y. Li, U. Burke, C. Banyon, K. Somers, P.S. Ding, S. Khan, J.W. Hargis, T. Sikes, O. Mathieu, E.L. Petersen, M. Al-Abbad, A. Farooq, Y. Pan, Y. Zhang, Z. Huang, J. Lopez, Z. Loparo, S.S. Vasu, H.J. Curran. An experimental and chemical kinetic modeling study of 1,3-butadiene combustion: ignition delay time and laminar flame speed measurements // Combustion and Flame. – 2018. – V.197. – P. 423−438.

[14] W. Xia, C. Peng, C. Zou, Y. Liu, L. Lu, J. Luo, Q. Lin, H. Shi. Shock tube and modeling study of ignition delay times of propane under O2/CO2/Ar atmosphere // Combust. Flame 2020. – V. 220. – P. 34–48.

[15] Н.С. Титова, П.С. Кулешов, А.М. Старик Кинетический механизм воспламенения и горения пропана в воздухе // Физика горения и взрыва. – 2011. – V. 47. − №3. С. − 3-19.

[16] S. Gersen, A.V. Mokhov, J.H. Darmeveil, H.B. Levinsky. Ignition properties of n-butane and iso-butane in a rapid compression machine // Combustion and Flame. – 2010. – V. 157. – P. 240–245.

[17] K.J. Bosschaart, L.P.H. de Goey. The laminar burning velocity of flames propagating in mixtures of hydrocarbons and air measured with the heat flux method // Combustion and Flame. − 2004. – V. 136. – P. 261–269.

[18] S.G. Davis, C.K. Law. Determination of and fuel structure effects on laminar flame speeds of C1 to C8 hydrocarbons // Combustion Science and Technology. – 1998. − V. 140. – P. 427-449.

[19] P. Oßwald, K. Kohse-Höinghaus, U. Struckmeier, T. Zeuch, L. Seidel, L. Leon, F. Mauss. Combustion chemistry of the butane isomers in premixed low-pressure flames // Z. Phys. Chem. – 2011. – V. 225. − № 9-10. – P. 1029–1054.

[20] A.K. Ramalingam, M. Krieck, S. Pischinger, K.A. Heufer. Understanding the oxidation behavior of automotive liquefied petroleum gas fuels: experimental and kinetic analyses // Energy Fuels. – 2020. − V. 34. − № 2. – P. 2323–2333.

ПОДРОБНЫЙ КИНЕТИЧЕСКИЙ ПОДМЕХАНИЗМ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ХЕМИЛЮМИНЕСЦЕНЦИИ OH^* ПРИ ГОРЕНИИ ВОДОРОДА И УГЛЕВОДОРОДОВ

А.С. Шарипов, Б.И. Луховицкий, А.В. Пелевкин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлен новый физически обоснованный кинетический подмеханизм, предназначенный для моделирования образования и распада хемилюминесцирующих электронно-возбужденных молекул OH^* при воспламенении и горении водорода и углеводородов в широком диапазоне температур и давлений.

A COMPREHENSIVE KINETIC SUBMECHANISM FOR OH^* CHEMILUMINESCENCE IN COMBUSTION OF HYDROGEN AND HYDROCARBONS

A.S. Sharipov, B. I. Loukhovitski, A.V. Pelevkin
CIAM, Moscow, Russia

We present a novel physically-based kinetic submechanism aimed at modeling the formation and decay of chemiluminescent electronically excited OH^* molecules in the ignition and combustion of hydrogen and hydrocarbon fuels over a wide range of temperatures and pressures.

1 Введение

Общепризнано, что видимая и ультрафиолетовая (УФ) хемилюминесценция пламени как оптическое проявление химических реакций, протекающих при окислении топлив, может быть сравнительно легко использована для невозмущающей бесконтактной диагностики процессов воспламенения и горения [1, 2]. Дело в том, что спектрометрия спонтанного излучения хемилюминесцентных частиц не требует внешнего источника излучения и, соответственно, дорогостоящего лазерного оборудования, поэтому анализ наблюдаемых эмиссионных спектров потоков реагирующих газов является во многих отношениях привлекательной и практичной альтернативой лазерным методам диагностики горения.

Как известно, при горении водорода излучают главным образом электронно-возбужденные гидроксильные радикалы OH^* (в состоянии $A^2\Sigma^+$ с энергией относительно основного состояния $X^2\Pi$ 4.06 эВ и радиационным временем жизни около 700 нс; здесь и далее звездочка обозначает электронное возбуждение), но в углеводородо-воздушных пламенах дополнительными источниками излучения являются, наряду с возможно присутствующей в продуктах сгорания сажей, также возбужденные частицы CH^* и C_2^* (см. **Рис. 1**).

Разумеется, что хемилюминесценция пламени, обусловленная наличием в газе электронно-возбужденных частиц в очень малых количествах, сама по себе не содержит непосредственной информации о структуре пламени и динамике горения, однако кинетика образования и убыли этих излучающих возбужденных компонентов тесно увязана с эволюцией концентраций активных атомов и радикалов в основном электронном состоянии (O, H, OH) – так называемых носителей цепного механизма, как раз и определяющих химию горения. Следовательно, надлежащая количественная интерпретация спектрально- и пространственно-разрешенного хемилюминесцентного излучения пламени (и реагирующих потоков, нагретых ударными волнами) может помочь охарактеризовать структуру пламени в целом и глубже понять лежащую в основе горения кинетику реакций.

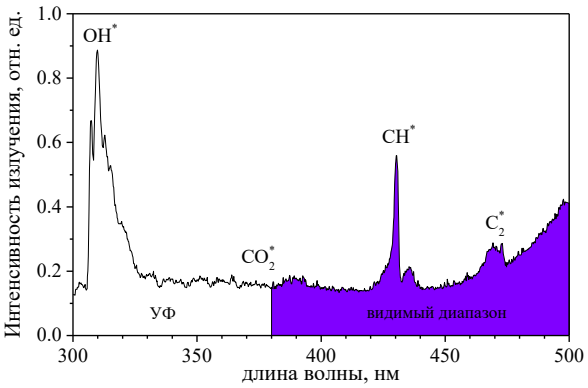


Рис. 1. Типичный спектр углеводородного пламени на примере спектра плоского пламени метана по данным [2].

В частности, пики интенсивности излучения хемилюминесцирующих электронно-возбужденных частиц могут служить маркерами зоны индукции, положения фронта пламени и зоны тепловыделения, а также использоваться для получения пространственных распределений таких важных для практики характеристик как локальные коэффициент избытка воздуха и скорость тепловыделения [2-4]. Кроме того, хемилюминесценция пламени, помимо ее самоочевидной ценности для лабораторных исследований горения, позволяет относительно легко, в режиме реального времени осуществлять диагностику эффективности и стабильности горения в практических горельных устройствах [5].

Хемилюминесцентное излучение электронно-возбужденного радикала OH^* на длине волны около 309 нм (ближний УФ), пожалуй, наиболее часто задействуется для диагностики пламени. Кроме того, почти стандартной практикой является использование хемилюминесценции OH^* для экспериментального определения задержек воспламенения в ударных трубах (УТ) (см. работу [4] и ссылки в ней). Это связано с тем, что хотя положение пика излучения OH^* в ближнем ультрафиолете накладывает известные ограничения на выбор оптики регистрирующего оборудования, излучательные переходы $OH(A^2\Sigma^+ \rightarrow X^2\Pi)$ относительно сильны, а (как видно из **Рис. 1**) работа именно в этом диапазоне длин волн минимально подвержена загрязнению от излучения других хемилюминесцирующих частиц и сажи (при наличии).

Разумеется, количественная интерпретация регистрируемой светимости OH^* требует использования специализированных кинетических подмеханизмов, описывающих образование (в достаточно экзотермических реакциях) и уход (в процессах тушения и обменных реакциях) возбужденных молекул OH^* в условиях горения и позволяющих – в рамках совместного моделирования кинетики горения как таковой и сопутствующего образования хемилюминесцирующих частиц – связать наблюдаемое в эксперименте неравновесное излучение с параметрами реагирующего газа.

Разработке подобного кинетического подмеханизма, универсально применимого и к горению такого простейшего топлива как водород, и к окислению разнообразных углеводородов, как раз и посвящена данная работа.

2 Построение OH^*-подмеханизма для водорода

Первый этап работы был посвящен созданию детального реакционного подмеханизма для описания кинетики OH^* при воспламенении и горении водорода и смесей на его основе. При формировании подмеханизма мы опирались как на тщательный анализ известных экспериментальных и теоретических данных о кинетике элементарных процессов с участием OH^*, так и на наши собственные квантово-химические расчеты и оценки констант скорости ключевых процессов, причем особое внимание было уделено формально трехчастичной неадиабатической реакции предиссоциации

$$H + O + M \leftrightarrow OH^* + M, \qquad (R1)$$

считающейся основным каналом образования возбужденных молекул OH^* при горении водорода [1, 4]. В частности (см. **Рис. 2**), в [6] мы теоретически оценили константу скорости протекания этого процесса как функцию температуры и давления, $k_{R1}(T, p)$, в среде аргона (M = Ar) – наиболее популярного разбавителя в УТ-экспериментах.

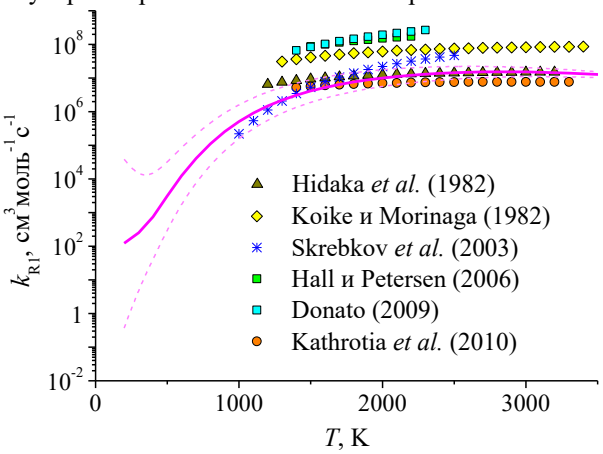


Рис. 2. Известные экспериментальные данные по $k_{R1}(T, p = 1$ атм), представленные в бимолекулярной размерности для M = Ar (маркеры), в сравнении с теоретической оценкой [6] (сплошная кривая) и заявленной степенью ее неопределенности (штриховые кривые).

Как видим из **Рис. 2**, где, кроме значений $k_{R1}(T, p = 1$ атм) [6], дополнительно нанесены известные экспериментальные данные и диапазон неопределенности теоретической оценки [6], обусловленный погрешностью расчета электронной энергии, наши расчеты, как минимум, не противоречат результатам известных измерений.

Кроме того, ради возможности применения модели к горению в воздухе, теоретическая оценка k_{R1} [6] была уточнена для третьего тела $M = N_2$ с использованием экспериментальных данных [7], полученных в УТ за отраженной ударной волной (ОУВ).

Далее, разработанная кинетическая модель была провалидирована на представительном наборе собранных нами литературных данных по наблюдаемому хемилюминесцентному излучению OH^*, сопровождающему высокотемпературное

окисление в УТ (при температурах за ОУВ $T_0 = 1200–3300$ K и давлениях $p_0 = 0.9–8$ атм) различных H_2-содержащих смесей (с добавками H_2O, H_2O_2, N_2O и NO_2).

Чтобы уточнить описание моделью собранных данных по свечению OH^* за ОУВ были проварьированы (в пределах, заданных теоретическими соображениями и/или величиной разброса имеющихся экспериментальных данных) константы скорости некоторых реакционных процессов и процессов тушения, к которым кинетика OH^* наиболее чувствительна и для которых имела место особенная неопределенность в известных значениях. Прежде всего, речь идет о трехчастичной реакции

$$H + OH + OH \leftrightarrow OH^* + H_2O. \qquad (R2)$$

Анализ показал, что полученный таким образом кинетический подмеханизм описывает известные экспериментальные данные по свечению OH^* в ходе высокотемпературного окисления водорода в широком диапазоне температур и давлений значительно лучше, чем предшествующие модели.

Заметим также, что подробный кинетический анализ путей образования и убыли OH^* согласно разработанному подмеханизму водорода был проведен для условий УТ-окисления в работе [4].

3 Обобщение OH^*-подмеханизма на углеводороды

Далее OH^*-подмеханизм для водорода, разработанный на первом этапе, был дополнен реакциями образования OH^* и процессами его тушения с участием уже углерод-содержащих компонентов. В частности, в подмеханизм была введена реакция образования возбужденного гидроксила

$$CH + O_2 \leftrightarrow CO + OH^*, \qquad (R3)$$

считающаяся важнейшей для описания УФ-хемилюминесценции в пламенах углеводородов [1, 3], и, что не менее важно, процесс реакционного тушения

$$OH^* + CO \leftrightarrow O + HCO, \qquad (R4)$$

впервые предложенный в [2], но обычно не использующийся для модельной интерпретации свечения OH^*, сопутствующего горению углеводородов [3, 5].

Соответствующие константы скорости, аналогично первому этапу разработки подмеханизма, также были уточнены в ходе совместной оптимизации с целью улучшить описание собранных нами УТ-экспериментов в смесях, содержащих углеводороды $C_1–C_{10}$ (параметры за ОУВ в этих экспериментах варьировались в довольно широких пределах, а именно, $T_0 = 1100–2300$ K и $p_0 = 0.9–175$ атм). Заметим, что константы процессов водородного подблока при этом оставались зафиксированными.

В качестве примера, на **Рис. 3** приведена температурная зависимость константы скорости реакции R3, полученная в ходе описанной процедуры частичной совместной оптимизации. Как видим, хотя в глаза бросается огромный разброс литературных данных по кинетике рассматриваемого элементарного процесса, полученная нами аппроксимация $k_{R3}(T)$ (что любопытно, с отрицательной температурной зависимостью) хорошо согласуется с большей частью известных экспериментальных данных.

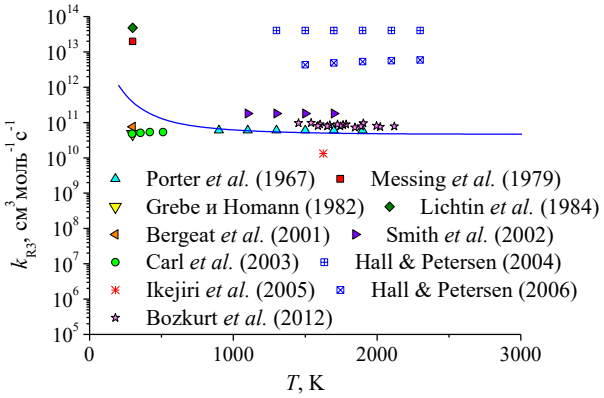


Рис. 3. Температурная зависимость $k_{R3}(T)$: известные экспериментальные данные (маркеры) и зависимость, предложенная в данной работе (кривая).

Примечательно также, что полученные нами значения k_{R3} довольно низки (~10^{11} см^{3}моль$^{-1}$с$^{-1}$), что противоречит бытующему в литературе убеждению, что константа скорости процесса R3 должна быть довольно близка к бимолекулярной частоте столкновений, а сам процесс R3 является основным источником возбужденных радикалов OH^* при окислении углеводородов [1, 3, 5].

В общей сложности, разработанный OH^*-подмеханизм включает в себя 32 реакции с участием OH^* и процесс тушения этой возбужденной частицы, детализованный для 36 столкновительных партнеров. В этом смысле, в отличие от ранее предложенных (см., например, работы [2, 3, 5] и ссылки в них), по сути, глобальных моделей (состоящих всего из нескольких процессов), адаптированных к конкретным смесям и условиям горения, наш подмеханизм для OH^* можно считать детальным и подробным.

На **Рис. 4** приведен интегральный результат глобального (на всем объеме известных нам экспериментальных данных по углеводородам, с группировкой по основному компоненту топливной смеси, используемой в данном эксперименте) тестирования нашего OH^*-подмеханизма и также ряда других моделей аналогичного назначения, известных в литературе.

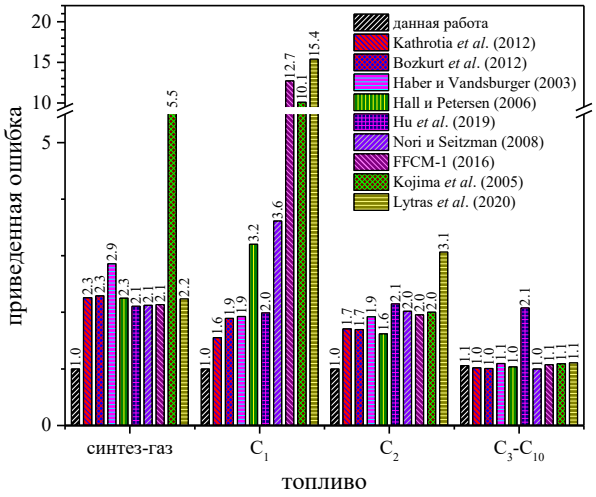


Рис. 4. Нормированные (на лучший результат) интегральные ошибки, характеризующие точность различных подмеханизмов в описании хемилюминесценции OH^* в различных реагирующих смесях (столбцы на диаграмме отсортированы в порядке ухудшения точности моделей).

Из диаграммы видим, что наш универсальный детальный подмеханизм для OH^* явно превосходит «конкурентов» по интегральной точности описания множества собранных нами данных по свечению OH^* при ударно-трубном воспламенении различных углерод-содержащих горючих смесей (прежде всего – синтез-газа и смесей на основе метана).

4 Заключение

Подводя итог, подчеркнем, что конечным результатом работы является физически-обоснованный (насколько это возможно на современном уровне знаний о кинетике радикалов OH^*), частично оптимизированный детальный кинетический подмеханизм, предназначенный для моделирования образования и убыли OH^* при воспламенении и горении водорода и углеводородных топлив.

Разумеется, включение данного подмеханизма в традиционные кинетические модели окисления водорода и углеводородов (где все компоненты – в основном электронном состоянии) не повлияет на их интегральные характеристики (такие как период индукции и скорость ламинарного горения), но позволит количественно и с хорошей точностью интерпретировать сигналы или изображения хемилюминесцентного УФ излучения OH^* от пламени или реакционной смеси, нагретой в УТ.

В данной работе продемонстрировано, что разработанный универсальный и подробный подмеханизм OH^*, включающий в себя широкий набор правдоподобных (разрешенных по энергетике и спину) элементарных процессов с реалистичными константами скорости, явно превосходит по качеству моделирования OH^* предшествующие, в сущности глобальные модели, адаптированные к конкретным смесям и условиям горения. Соответственно, мы ожидаем, что представленный подмеханизм будет применим также и за пределами диапазона сред и условий горения, для которых он был сконфигурирован и валидирован.

Немаловажно, что полученные нами константы скорости процессов представляют самостоятельный интерес с точки зрения элементарной кинетики OH^*. В этой связи стоит обратить особое внимание на температурные зависимости для констант скорости неадиабатического процесса R1 и бимолекулярной реакции R3 – традиционно, но, как показано, необоснованно рассматривающейся в качестве основного источника возбужденных радикалов OH^* при окислении углеводородов.

Список использованных источников

[1] M.F. Golde. Chemiluminescence in gases // Advances in atomic, molecular and optical physics. 1976. Vol. 11. P. 361–409.

[2] L.C. Haber, U. Vandsburger. A global reaction model for OH^* chemiluminescence applied to a laminar flat-flame burner // Combustion Science and Technology. 2003. Vol. 175. P. 1859-1891.

[3] P. Nau, J. Krüger, A. Lackner, M. Letzgus, A. Brockhinke. On the quantification of OH^*, CH^*, and C_2^* chemiluminescence in flames // Applied Physics B. 2012. Vol. 107. P. 551–559.

[4] А.А. Захаркина, А.С. Шарипов, И.Н. Кадочников. Сравнительный анализ критериев определения времени задержки воспламенения водород-кислородной смеси, используемых в численных экспериментах // Горение и взрыв. 2024. Т. 18. № 1. С. 3–14.

[5] M.J. Bedard, T.L. Fuller, S. Sardeshmukh, W.E. Anderson, Chemiluminescence as a diagnostic in studying combustion instability in a practical combustor // Combustion and Flame. 2020. Vol. 213. P. 211–225.

[6] А.В. Пелевкин, Б.И. Луховицкий, А.С. Шарипов. Квантово-химический анализ кинетики неадиабатической реакции $H + O + M = OH^* + M$ // Горение и взрыв. 2024. Т. 17. № 1. С. 3–15.

[7] Б.И. Луховицкий, А.С. Шарипов, И.В. Арсентьев, А.В. Пелевкин, А.В. Скилондь, Ю.С. Кисель, П.Н. Кривошеев. Теоретико-экспериментальное определение константы скорости неадиабатической хемилюминесцентной реакции $H + O + N_2 = OH^* + N_2$ // Инженерно-физический журнал. 2024. Т. 97. № 4. С. 967–978.

О ВЛИЯНИИ НЕОДНОРОДНОСТИ ГОРЮЧЕЙ СМЕСИ НА ТЕЧЕНИЕ С ПЕРЕСЖАТОЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНОЙ

И.А. Филатов, В.Г. Александров, А.Д. Егорян
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе проведены исследования влияния неоднородности водородо-воздушной горючей смеси на пересжатую детонационную волну в расширяющемся канале. Расчеты проведены в двумерной и трехмерной постановке посредством интегрирования уравнений Эйлера, дополненных кинетическим механизмом горения водорода в воздухе. Неоднородность смеси задана на основе теоретических представлений о процессах смешения в струях в спутном потоке. На основе результатов расчетов проведено сравнение картин течения и параметров, характеризующих процесс горения. Результаты, полученные при трехмерной постановке, согласуются с картинами течений в двумерных расчетах.

ON THE EFFECT OF THE INHOMOGENEITY OF THE FUEL MIXTURE ON THE FLOW WITH A OVERCOMPRESSED DETONATION WAVE

I.A. Filatov, V.G. Aleksandrov, A.D. Egorian
CIAM, Moscow, Russia

The paper presents numerical studies of the effect of inhomogeneity of a hydrogen-air combustible mixture on a overcompressed detonation wave in an expanding channel. The calculations were carried out in two-dimensional and three-dimensional formulations by integrating Euler's equations supplemented by the kinetic mechanism of hydrogen combustion in air. The heterogeneity of the mixture is determined based on theoretical concepts of mixing processes in jets in a wake stream. Based on the calculation results, a comparison of flow patterns and parameters characterizing combastion process is carried out. In the three-dimensional formulation, the results are consistent with the flow patterns in the two-dimensional calculations.

1 Введение

Исследование возможности организации горения топливно-воздушной смеси в детонационной волне включает в себя несколько задач, требующих рассмотрения. Такими задачами являются: стабилизация детонационной волны в канале, исследование устойчивости детонационной волны, исследование влияния неоднородности топливно-воздушной смеси на процесс горения.

Современные исследования показывают, что детонационная волна может быть стабилизирована, как и с использованием дополнительного подвода тепла, так и само-стабилизирована посредством специального профилирования канала [1].

Рассмотрение устойчивости детонационных волн в каналах переменной площади проведено в работах [2,3]. Авторы показали, что самоподдерживающаяся детонационная волна Чепмена-Жуге не может быть устойчивой в любом канале переменной площади. Приведенные в работе [3] численные расчеты показывают возможность получения пересжатых детонационных волн устойчивых относительно достаточно больших возмущений газодинамических параметров.

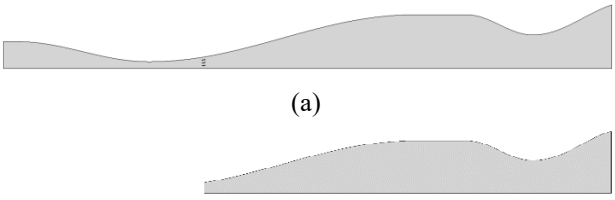
Работа является продолжением исследования течений с пересжатыми детонационными волнами в потоке неоднородной водородно-воздушной смеси [4]. В предшествующих работах были сделаны выводы о возможности получения квазистационарного процесса горения в пересжатой детонационной волне в потоке горючей смеси с распределенной по синусоиде массовой долей водорода.

2 Математическая модель

Математическое моделирование в работе осуществлялось посредством программы для ЭВМ [5]. В программе реализована конечно-объемная схема интегрирования уравнений Эйлера, дополненных моделью физико-химической кинетики горения водорода [6]. Модель горения включает в себя 18 реакций, 8 реагирующих компонент: O_2, O, OH, H_2, H, H_2O, HO_2, H_2O_2 и инертный газ - N_2. Для определения зависимостей от температуры теплоемкости, энтальпии и энтропии компонент газовой смеси от

температуры используется аппроксимация теоретических и экспериментальных данных [7].

Расчеты проводились на регулярных сетках, для канала без сужающейся части, приведенного на рисунке 1б. Задание параметров соответствующих разным сечениям основного участка струи в спутном потоке позволяет отказаться от расчета течения в входной сужающейся части канала, а так же рассмотреть влияние разных возможных неоднородностей смешения горючей смеси на процесс горения в детонационной волне. Для трехмерных расчетов использовался канал с геометрией, приведенной на рисунке 1а.



(а)

(б)

Рис. 1. Геометрия полного (а) и использованного для расчетов с заданием струй на входе (б) каналов.

В качестве начальных условий задавался поток воздуха с заданной скоростью. На выходе из канала ставилось граничное условие – статическое давление, позволяющее получить сверхзвуковой поток на выходе. На входном условие ставилось граничное условие с неоднородным распределением параметров. Распределение газодинамческих параметров при этом, соответствовало течению в полном канале (рис. 1а). На старте расчета в выходном сужении появлялся косой скачок, который при попадании в него горючей смеси инициировал детонацию. Детонационная волна, смещаясь против потока, устанавливалась в расширяющейся части канала, при этом структура фронта горения оказывалась различной в зависимости от профиля, задающего неоднородность на входе в канал.

Задание неоднородности смеси на входе в канал осуществлялось в соответствии с представлениями о универсальных профилях скорости и концентрации примеси в струях в спутном потоке [8]. Универсальный профиль скорости для основного участка струи имеет вид:

$$\frac{\Delta U(y)}{U_m} = \ exp\left[-4.1\left(\frac{y}{\delta}\right)^2\right]$$

где U_m – скорость на оси струи, y – расстояние, отмеряемое от оси струи, δ – полутолщина слоя смешения. Для плоской струи можно принять, что

$$\frac{\Delta Y}{\Delta Y_m} = \frac{\Delta T}{\Delta T_m} = \left(\frac{\Delta U}{U_m}\right)^2$$

Зависимость $\delta = \delta(x)$ подбирана в соответствии с законом сохранения массы (постоянство расхода водорода в различных сечениях струи). Полученные для разных значений параметра $\eta = \frac{\delta}{b}$, где b – полуширина среза сопла, распределения массовых долей водорода в струе приведены на рис. 2. При этом коэффициент избытка воздуха в смеси α =1.6. Поля скоростей и других газодинамических параметров в спутном потоке были получены с помощью расчета течения воздуха в полном канале (рис. 1а).

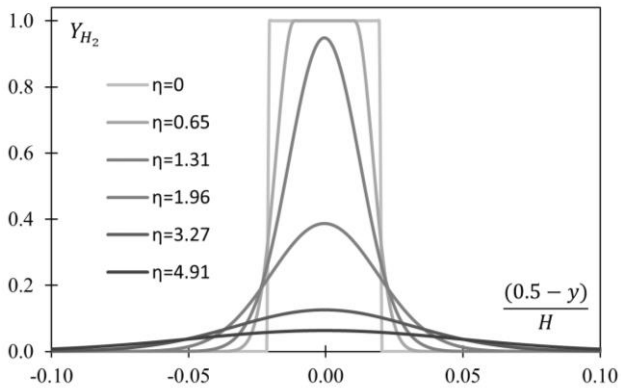


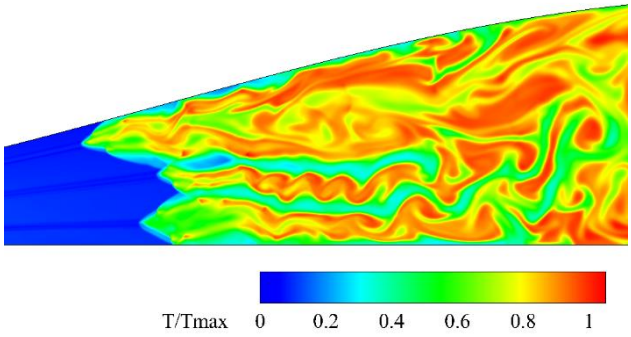
Рис. 2. Распределения массовой доли водорода при различных значениях параметра η, использованные для задания струй на входе в канал.

3 Результаты

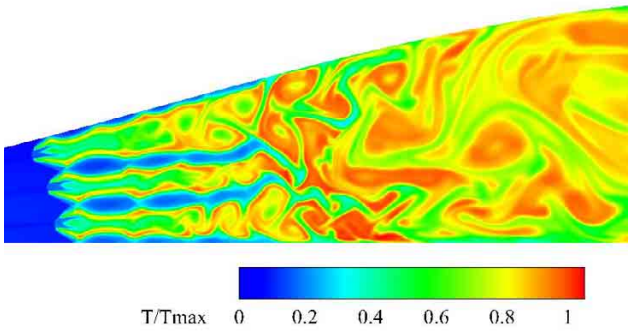
Полученные картины течений для различных значений параметра η на примере распределений температуры, отнесенной к максимальному значению в канале, приведены на рисунке 3. На входе в канал заданы распределения параметров, соответствующие трем струям в спутном потоке. При задании плохо перемешанных струй (с низкими значениями относительной ширины слоя смешения η) процесс горения существенно нестационарный. Мгновенное поле температур, отнесенных к максимальному значению, для $\eta = 0.61$ приведено на рисунке 3а.

Структура фронта горения в подобных течениях оказывается весьма сложной. Детонация происходит локально в слоях смешения, где реализуются необходимые для протекания реакций концентрации кислорода и водорода. До попадания в эти очаги горения струя водорода проходит через головную ударную волну, растекаясь в косых скачках уплотнения. Фронт пламени со сложной структурой ведет себя существенно не стационарно: смешается выше/ниже по потоку, очаги детонации в слоях смешения разных струй конкурируют между собой. На рисунке 3а видно, что горение в верхней и нижней струе в текущий момент времени протекает более интенсивно, чем в центральной. Вырываясь выше по потоку более интенсивные очаги горения попадают в области, где степень смешения топлива с окислителем

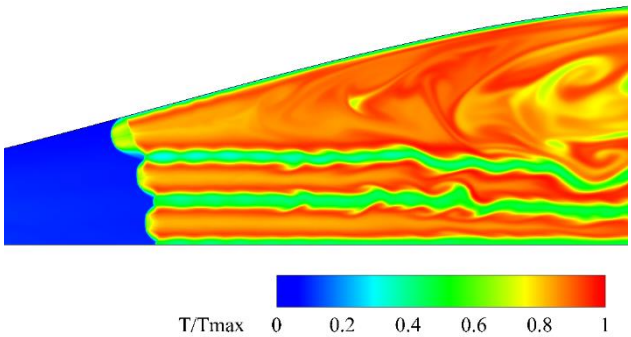
хуже, что приводит их ослабеванию и смешению вниз по потоку.



(а)



(б)

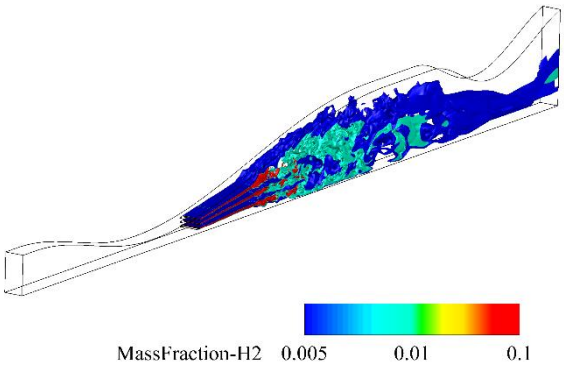


(в)

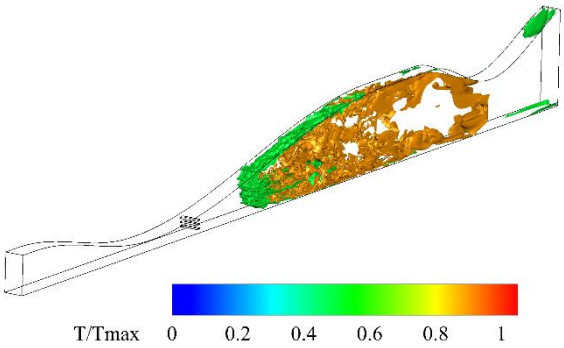
Рис. 3. Мгновенное распределение температуры для $\eta = 0.61$ (а), $\eta = 1.96$ (б) и для $\eta = 4.91$ (в)

В течениях с большими значениями параметра η структура фронта пламени оказывается гораздо стабильнее, хоть и так же является нестационарной. На рисунке 3в приведено мгновенное поле температуры для течения с $\eta = 4.91$. На нем видно, что очаги горения имеют существенно больший размер, что вызвано большим размером слоев смешения. При этом интенсивное движение вниз-вверх по потоку фронта горения отсутствует.

В трехмерном расчете получено течение с горением водорода в неоднородно перемешанной смеси. Картина течения соответствует аналогичным расчетам в двумерной постановке. На рисунке 4 приведены изоповерхности массовой доли водорода (рис. 4а) и отнесенной к максимальной в расчетной области температуры (рис. 4б). Можно видеть, что течение за фронтом горения является существенно нестационарным и образующиеся вихри имеют трехмерную структуру. В вихрях оставшийся водород смешивается с воздухом и догорает, что можно видеть по уменьшению массовых долей водорода.



(а)



(б)

Рис. 4. Изоповерхности массовой доли водорода для $Y_{H_2} = 0.005$, $Y_{H_2} = 0.01$ и $Y_{H_2} = 0.1$ (а) и отнесенной к максимальной в расчетной области температуры $\frac{T}{T_{max}} = 0.6$ и $\frac{T}{T_{max}} = 0.9$ (б).

4 Заключение

В работе проведено моделирование течений с горением в пересжатой детонационной волне неоднородно перемешанной горючей смеси. По результатам двумерных расчетов получены течения с различными распределениями массовых долей на входе в канал, соответствующими разным участкам струй в спутном потоке. Сравнение результатов между собой показывает снижение стабильности горения при уменьшении слоев смешения в струях, однако прекращения процесса горения не происходит. В трехмерном расчете показан процесс горения в аналогичном течении. Структура фронта горения соответствует результатам, получаемым в двумерных расчетах. За фронтом, где детонация происходит в локальных очагах, остатки водорода догорают,

смешиваясь с воздухом в нестационарных трехмерных вихрях.

Список использованных источников

[1] *Журавская Т.А., Левин В.А*. Устойчивость течения газовой смеси со стабилизированной детонационной волной в плоском канале с сужением // Изв. РАН. Механ. жидкости и газа. 2016. № 4. С. 120-129.

[2] *Крайко А.Н.* Неустойчивость стационарных течений в каналах переменной площади поперечного сечения с детонационной волной Чепмена–Жуге // Прикладная математика и механика. 2019. Т. 83, № 3. С. 354-369.

[3] *Валиев Х.Ф., Крайко А.Н., Тилляева Н.И.* Устойчивость одномерных стационарных течений с детонационной волной в канале переменной площади // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2020. Т. 60, № 4. С. 711-724.

[4] *V. G. Aleksandrov, A. D. Egoryan, I. A. Filatov.* Flows with an Overcompressed Detonation Wave in Variable-Area Channels / // Fluid Dynamics. – 2025. – Vol. 60, No. 1. – P. 1-10.

[5] *В. Г. Александров, А. Д. Егорян.* Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2017615474 Российская Федерация. "Расчётный модуль для моделирования течений химически активных сред" ("SimFloCAM"): № 2017612580; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова».

[6] *Morris C. I.* Numerical Modeling of Pulse Detonation Rocket Engine Gasdynamics and Performance, AIAA Paper 2004-0463. 12 p.

[7] *Bonnie J. McBride, Michael J. Zehe, and Sanford Gordon*. NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species // Glenn Research Center, Cleveland, Ohio.

[8] *Абрамович Г.Н., Гиршович Т.А., Крашенинников С.Ю. и др.* Теория турбулентный струй, 1984 г.

МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В КАНАЛЕ С ПЕРФОРАЦИЕЙ

Харьковский С.В., Чижов К.А.
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В докладе рассматривается явление интенсификации теплообмена при течении газа в окрестности перфорации канала. Приводится сравнение результатов исследования течения воздуха в окрестности перфорации канала в натурном эксперименте и при помощи метода конечных элементов. Описаны дополнительные опции измерений при расчете методом конечных элементов, верифицированном по натурному эксперименту. Показано присутствие интенсификации теплообмена в окрестности отверстий перфорации канала. Результаты расчетов позволяют учитывать описанное в докладе явление при проектировании систем охлаждения лопаток перспективных газотурбинных двигателей.

FINITE ELEMENT MODELING OF HEAT TRANSFER INTENSIFICATION IN PERFORATED CHANNEL

S.V. Kharkovskiy, K.A. Chizhov
CIAM, Moscow, Russia

The report deals with the phenomenon of heat transfer intensification of gas flow in the vicinity of perforation in flow channel. Comparison of research results of airflow in the vicinity of perforation in flow channel provided by experiment and finite element method is given. Additional measurement options for finite element calculations, verified by the experiment, are described. Presence of heat transfer intensification of airflow in the vicinity of perforation in flow channel is shown. Calculation results allow to take into account phenomenon, which is described in this report, in the design of blade cooling systems of new gas turbine engines.

В лопатках турбин современных газотурбинных двигателей активно используется перфорация каналов охлаждения как в зонах пера, так и в зонах полок лопаток для формирования заградительной воздушной пелены и, соответственно, увеличения эффективности охлаждения. При этом течение охлаждающего воздуха через перфорацию приводит к дополнительной интенсификации теплообмена на внутренней поверхности лопатки.

Интенсивность проявления данного эффекта вблизи отверстий перфорации, получившего название «эффект слива», зависит от расстояния от осей рядов перфорации, количества и пространственной конфигурации этих рядов. Данный эффект был рассмотрен в работе [1], верификация расчетных зависимостей на натурной модели была проведена в ходе эксперимента, выполненного Сахаровым В.Н. С развитием вычислительных средств появилась возможность моделирования натурного эксперимента при помощи цифровых моделей, в которых расчет течения газообразных сред выполняется при помощи метода конечных элементов. Такое моделирование позволяет получить значения параметров потока в тех зонах экспериментальной модели, в которых препарирование модели, используемой в натурном эксперименте, крайне затруднительно. Задача верификации цифровой модели по результатам натурного эксперимента и эмпирическим зависимостям осуществлена в данной работе.

В работе проведены нестационарные расчеты течения воздуха в экспериментальных моделях с разным числом рядов перфорации, аналогичных использованным в эксперименте, выполненным Сахаровым В.Н. Работы с использованием метода конечных элементов выполнены при помощи программного пакета Ansys CFX. Использована модель с тремя рядами перфорации на одной боковой поверхности канала и с одним рядом перфорации на другой боковой поверхности канала (рис. 1), а также модель одним рядом перфорации на каждой из боковых поверхностей экспериментального канала (рис. 2). На поверхности с одним рядом перфорации в каждой из моделей в качестве расчетной выбрана одна точка, расположенная посередине между первым и вторым отверстиями перфорации, одна точка, расположенная на расстоянии половины интервала

между отверстиями от оси ряда перфорации, одна точка, расположенная на расстоянии интервала между отверстиями от оси ряда перфорации, одна точка, расположенная на расстоянии интервала между отверстиями от первого отверстия и лежащая на оси ряда перфорации (рис. 3). На поверхности с тремя рядами перфорации расчетные точки расположены по аналогичному принципу (рис. 4). Представлено сравнение изменения температур в зависимости от времени после начала подачи охлаждающего воздуха в точках поверхности расчетной модели, находящихся на разных расстояниях от осей рядов перфорации. Произведена оценка внешней конвекции в компьютерной модели. Экспериментальный канал в модели, учитывающей внешнюю конвекцию, аналогичен каналу с одним рядом перфорации по обеим боковым поверхностям (рис. 5), расчетные точки данной модели представлены на рис. 6. Выполнено сравнение полей коэффициентов теплоотдачи охлаждающего воздуха по внутренним поверхностям гладкой и перфорированной стороны модели.

Результаты данной работы подтверждают присутствие значительной интенсификации теплообмена в зоне около рядов перфорации, что позволяет учитывать эффект слива при проектировании систем охлаждения лопаток перспективных газотурбинных двигателей.

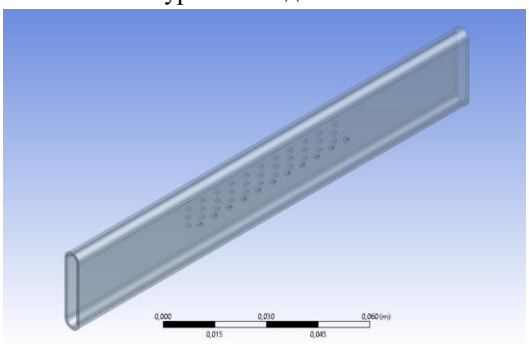


Рис. 1. Модель с разным числом отверстий перфорации на боковых поверхностях канала

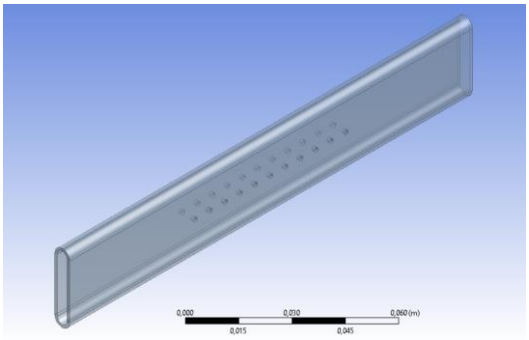


Рис. 2. Модель с однорядной перфорацией на обеих боковых поверхностях канала

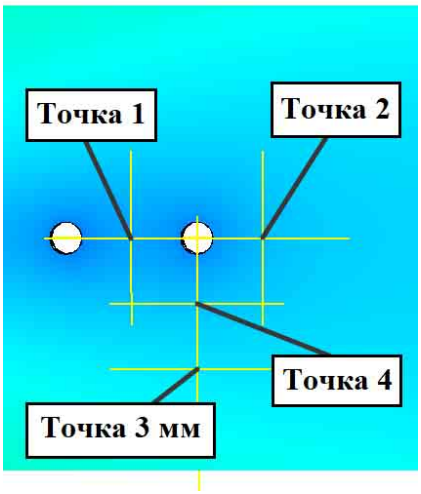


Рис. 3. Расположение расчетных точек на поверхностях с одним рядом перфорации

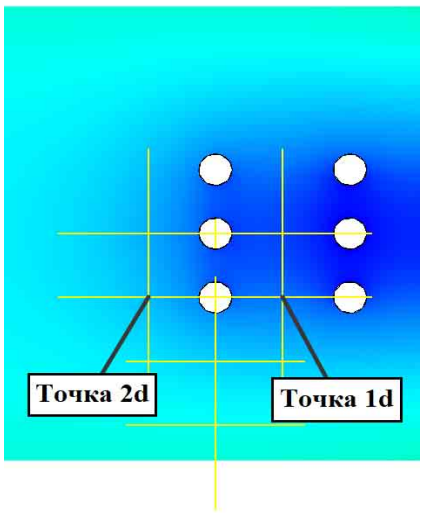


Рис. 4. Расположение расчетных точек на поверхности с тремя рядами перфорации

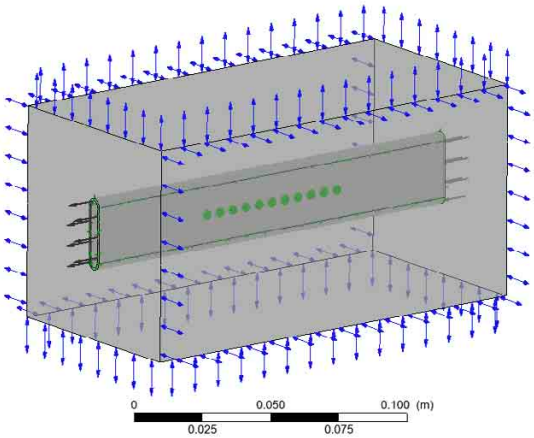


Рис. 5. Модель экспериментального канала, учитывающая внешнюю конвекцию

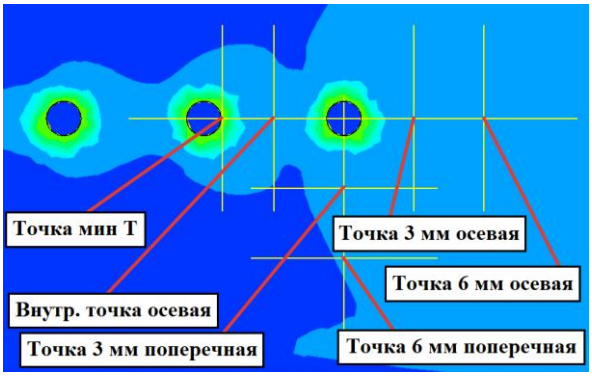


Рис. 6. Расчетные точки поверхности канала

Список использованных источников

[1] Сахаров В.Н., Тришкин А.Т. Интенсификация теплоотдачи в расходной трубе // Труды ЦИАМ – 1978. – №804. – с. 106–120.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБРАЗОВАНИЯ ОКСИДОВ АЗОТА ПРИ ГОМОГЕНИЗАЦИИ ЧАСТИ ТОПЛИВА С ВОЗДУХОМ В МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ИМИТАЦИЕЙ ЗАРАНЕЕ ИСПАРЕННОГО ЖИДКОГО ТОПЛИВА

В.Ф. Гольцев[1], С.А. Щепин[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены особенности наработки оксидов азота в схеме сжигания с гомогенизацией части топлива с воздухом. Дан анализ эмиссии оксидов азота при численном моделировании и при решении прямой кинетической задачи. Испаренное жидкое топливо моделировалось пропаном. Наработка оксидов азота определялась тепловым механизмом. Установлено, что снижение доли топлива и рост доли воздуха при диффузионном горении снижают величину эмиссии оксидов азота относительно уровня, заданного исходным распределением реагентов. При обогащении области диффузионного горения наблюдается избыточный рост эмиссии оксидов азота. Оптимизация распределения реагентов по камере сгорания для рассмотренной схемы требует численного моделирования. Степень повышения давления в компрессоре слабо влияет на установленные эффекты.

INVESTIGATION OF THE FEATURES OF THE FORMATION OF NITROGEN OXIDES DURING THE HOMOGENIZATION OF A PART OF THE FUEL WITH AIR IN A MODEL COMBUSTION CHAMBER WITH IMITATION OF A PRE-EVAPORATED LIQUID FUEL

V.F. Goltsev[1], S.A. Shchepin[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The features of the production of nitrogen oxides in the combustion scheme with the homogenization of part of the fuel with air are considered. The analysis of nitrogen oxide emissions in numerical simulation and in solving a direct kinetic problem is given. The vaporized liquid fuel was modeled by propane. The production of nitrogen oxides was determined by the thermal mechanism. It has been found that a decrease in the proportion of fuel and an increase in the proportion of air during diffusion combustion reduce the amount of nitrogen oxide emissions relative to the level set by the initial distribution of reagents. When the diffusion combustion region is enriched, an excessive increase in nitrogen oxide emissions is observed. Optimization of the distribution of reagents in the combustion chamber for the considered scheme requires numerical modeling. The degree of pressure increase in the compressor has little effect on the established effects.

1 Введение

В настоящее время возможен рост требований ИКАО к эмиссии оксидов азота (NOx) [1]. Так же имеет место тенденция к росту рабочих параметров ТРДД. Ориентирами являются достижение степени повышения давления за компрессором ($П_{00}$) на взлетном режиме (M=0, H=0) ≈50, температур воздуха на входе в камеру сгорания T_a>900К и температуры газа – до 2000К [2]. Высокие параметры ТРДД улучшают характеристики двигателя, но усложняют создание камер сгорания, обеспечивающих выполнение требований ИКАО по эмиссии NOx.

Исследования показали, что большой эффект снижения эмиссии NOx наблюдается при сжигании топлива в гомогенных топливовоздушных смесях. Однако, гомогенизация всего топлива с воздухом приводит к появлению неустойчивости горения. В эитх условиях более целесообразно использовать гомогенизацию только части топлива с воздухом.

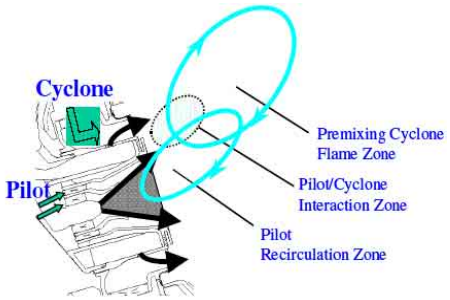


Рис. 1. Схема фронтового устройства с гомогенизацией части топлива с воздухом

Схема подачи и распределения реагентов по камере сгорания в рамках схемы сжигания топлива с гомогенизацией части топлива показана на Рис. 1.

Через периферийную часть фронтового устройства топливо поступает в область горения через смеситель (Cyclone). Эта часть топлива будет сгорать в периферийной области камеры в составе гомогенной топливовоздушной смеси (*Premixing Cyclone Flame Zone*). Топливо через центральную часть (*Pilot*) подается без смешения топлива с воздухом (*Pilot Recirculation Zone*). В этой области формируется диффузионное горение, которое используется в качестве поддержки горения гомогенной смеси. В приведенной схеме отмечена характерная область для возможного активного взаимодействия периферийной и центральной областей горения (P*ilot / Cyclone Interaction Zone*). В связи с наличием этой области целью настоящей работы выбрано исследование особенностей образования NOx, в условиях возможного взаимодействия гомогенных и диффузионных областей наработки оксидов азота.

2 Состав горючей смеси в разных областях камеры сгорания при гомогенизации части топлива

В основе схем с гомогенизацией части топлива с воздухом лежит подача и распределение топлива G_f и воздуха G_a по камере сгорания с учетом разных областей горения. В силу этого можно записать: $G_a = G_{ad} + G_{ag}$ и $G_f = G_{fd} + G_{fg}$. Здесь индексами «*d*» и «*g*» отмечены расходы воздуха и топлива (индексы «*a*» и «*f*»), поступающие в области диффузионного и гомогенного горения. Для анализа введены относительные параметры $\xi = G_{ad}/G_a$ и $\delta = G_{fd}/G_f$, характеризующие доли воздуха и топлива в области диффузионного горения. Для коэффициентов избытка воздуха в областях гомогенного и диффузионного горения КС использовались выражения $\alpha_g = \alpha \cdot (1-\xi)/(1-\delta)$ и $\alpha_d = \alpha \cdot \xi/\delta$. Здесь $\alpha = G_a/(L_0 G_f)$ – суммарный по камере сгорания коэффициент избытка воздуха, а L_0 – стехиометрический коэффициент.

3 Упрощенная модель камеры сгорания и подход к оценке эмиссии оксидов азота

Для численных расчетов использовалась цилиндрическая камера сгорания (КС) диаметром D=150мм и длиной L=2D. Топливо подавалось в рабочую часть КС через центральный соосный цилиндрический канал диаметром d=10мм и/или в составе гомогенной смеси топлива с воздухом. Для моделирования заранее испаренного керосина использован пропан (C_3H_8, L_0=15.64).

Объем модельной камеры условно разделен на две области с разным характером горения. В расчетах это обеспечивалось заданием различных граничных и начальных условий в сечении фронтового устройства. Диффузионное горение обеспечено в центре КС, а на периферии – горение гомогенной топливовоздушной смеси. Между этими соосными каналами находился стабилизатор высотой 10мм. Подвод воздуха (или топливовоздушной смеси) в КС в зависимости от цели расчета обеспечивался выбором вида фронтового сечения, проходные площади которого обеспечивали следующие значения ξ=0, 10, 20, 30 и 40%.

Во всех вариантах сечений фронтовых устройств обеспечены одинаковые расходы воздуха и скорости в каналах при разных значениях ξ. Для исключения появления обратных токов на выходе из КС рабочая часть камеры частично перекрывалась.

Описание численного расчета, включая выбор моделей горения и турбулентности изложено в [3]. В качества альтернативы и для анализа наработка NOx при гомогенном горении рассчитана путем решения прямой кинетической задачи [4]. Использована детальная кинетическая схема с участием 45 компонентов, участвующих в 303 обратимых реакциях. Во всех расчетах для оценки NOx использовался тепловой механизма.

4 Основные результаты расчетов и анализ влияния характера сжигания топлива на эмиссию NOx в модельной камере сгорания

Для анализа особенностей образования NOx при гомогенизации части топлива проведено сравнение индексов эмиссии NOx (*EINOx*), полученных при численном моделировании КС и при решении прямой кинетической задачи. Рассмотрен диапазон изменения Π_{00} от 30 до 80. Для всех расчетов с вариацией параметров ξ, δ и Π_{00} температура газа в КС была задана постоянной и составляла 1840К.

4.1 Эмиссия NOx при гомогенном горении

Зависимости значений *EINOx* от α_g показаны на Рис. 2.

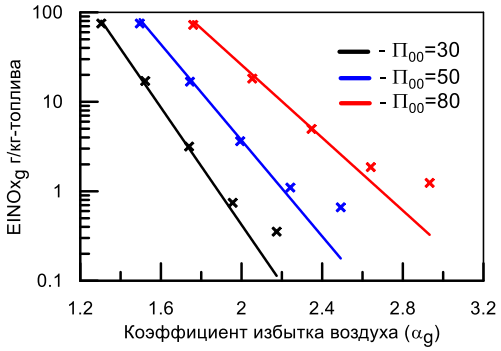


Рис. 2. Зависимости *EINOx* при гомогенном горении

Численные расчеты (точки) проведены при значении δ=0. Там же показано изменение *EINOx*, от α_g при решении прямой кинетической задачи (линии). Видно, что в относительно богатом диапазоне изменения α_g значения индексов, полученные в разных моделях, практически совпадают. На бедных смесях

имеет место увеличение *EINOx*, рассчитанных численно. Этот эффект связан с наличием зон циркуляции, образующихся при закрутке потока воздуха во фронтовом сечении КС Эффект роста температуры в зонах циркуляции показан на Рис. 3.

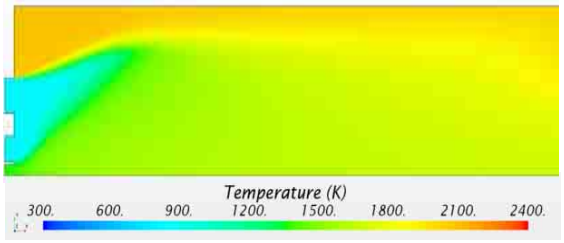


Рис. 3. Поле температуры в продольном сечении модельной камеры сгорания ($П_{00}$=30, ξ=20%)

Видно, что рост температуры наблюдается в периферийной части КС. Вместе с повышением температуры в этих областях возможен рост времени наработки NOx. Оба этих фактора способствуют появлению эффекта, наблюдаемого на Рис. 2.

Результаты, полученные с помощью прямой кинетической задачи, аппроксимированы функцией $EINOx = A/\exp(B \cdot \alpha_g)$. Коэффициенты A и B здесь, в силу зависимости $T_a = 314 \cdot П_{00}^{0.286}$, определяются только степенью повышения давления в компрессоре $П_{00}$. Отметим, что приведенная зависимость *EINOx* от α_g и зависимости коэффициентов A и B от $П_{00}$ носят частный характер в силу фиксации температуры газа.

4.2 Эмиссия NOx при диффузионном горении

При диффузионном характере горения все топливо подавалось в модельную КС через центральную трубку (δ=1). Результаты численного моделирования *EINOx* приведены на Рис. 4 в зависимости от коэффициента избытка воздуха α_d.

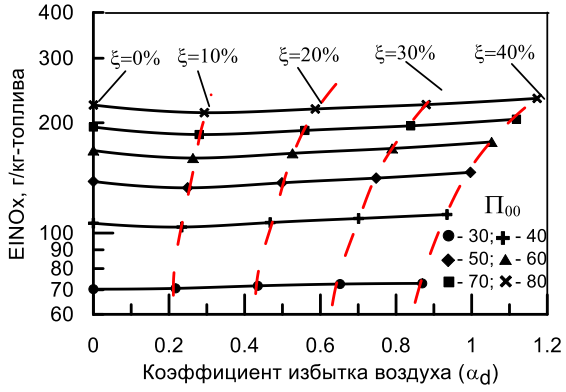


Рис. 4. Зависимости *EINOx* при диффузионном горении

Видно, что при диффузионном горении для всех выбранных значений $П_{00}$ индекс эмиссии NOx слабо зависят от α_d. В дальнейшем использованы средние значения *EINOx* для указанных на Рис. 4 уровней $П_{00}$. Средние значения *EINOx* составляют: – 71.6, 107.8, 139.2, 168.1,194.4 и 222.5г/кг-топлива соответственно. Указанные значения *EINOx*, полученные численным моделированием, не могут быть получены в ходе решения прямой кинетической задачи.

4.3 Эмиссия NOx при гомогенизации части топлива с воздухом

В общем случае вариации параметров $0<\delta<1$ и $0<\xi<1$ будет проходить горение в гомогенном режиме заданной граничным условием части топлива с воздухом. Изменения *EINOx* при численной модели (точки) в зависимости от значений δ при $П_{00}$=30 даны на Рис. 5. Рассмотрены три значения ξ=0.2, 0.3 и 0.4.

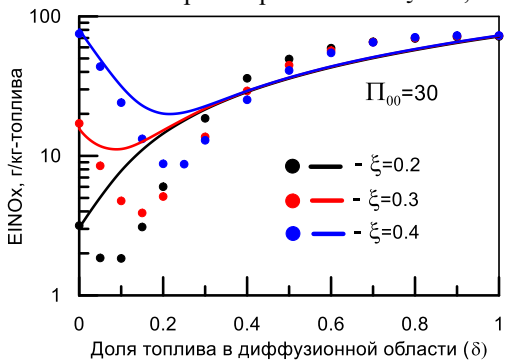


Рис. 5. Сравнение значений *EINOx* при гомогенизации части топлива с воздухом

Кроме того, на Рис. 5 приведены результаты оценки *EINOx* (линии), полученные с использованием прямой кинетической задачи. Для расчета *EINOx* в этом случае использовано выражение, связывающее суммарный индекс эмиссии *EINOx* с индексами, определяющими наработку NOx в разных областях камеры сгорания:

$$EINOx = EINOx_d \cdot \delta + EINOx_g \cdot (1 - \delta).$$

При выводе этого выражения не вводилось никаких ограничений, как на рабочий процесс, так и на характер сжигания топлива.

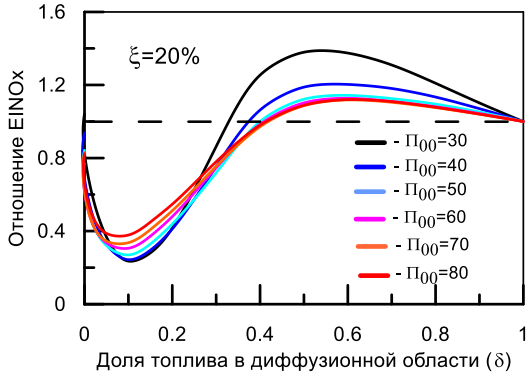


Рис. 6. Влияние $П_{00}$ на отношение индексов эмиссии NOx при различном характере моделирования

Отношения индексов эмиссии NOx, полученных при помощи двух подходов, для всех рассмотренных значений $П_{00}$ и параметра ξ=20% показано на Рис. 6. Индекс *EINOx*, полученный путем решения прямой кинетической задачи по определению не учитывает взаимодействие областей КС с разным характером горения. Он рассчитан при помощи приведенных выше

аппроксимаций с использованием параметров δ и ξ, которые заданы граничными условиями и, в силу этого, зависят только от начального распределения топлива и воздуха по КС. Индекс эмиссии, полученный при таком подходе – базовый по отношению к индексу эмиссии NOx, рассчитанному при численном моделировании смешения и горения.

Приведенные на Рис. 5 и 6 зависимости дают количественную оценку воздействия разных областей КС на суммарный выход NOx. Видно, что имеет место значительное отличия индекса эмиссии NOx, полученного численно, от базового индекса. Это говорит о том, что заданное параметрами δ и ξ распределение реагентов не определяет уровень эмиссии NOx камерой сгорания. Численное моделирование позволяет учесть характер взаимодействия между областями с разным характером горения. Это взаимодействие меняет картину распределения реагентов и, соответственно, меняет уровень *EINOx*. При малом расходе топлива в область диффузионного горения δ<0.3 видно существенное снижение (до 80%) уровня NOx по сравнению с идеальной картиной. Повышение расхода топлива в диффузионной области дает обратный эффект избыточно увеличивая *EINOx*.

Данные Рис. 6 показывают, что рост Π_{00} не меняет характер взаимодействия областей горения на суммарную эмиссию камеры сгорания. При повышении Π_{00} его влияние снижается и уже при Π_{00}>70 его влияние практически отсутствует.

5 Заключение

Рассмотрены особенности наработки оксидов азота в схеме с гомогенизацией части топлива с воздухом. Проведено сравнение уровней эмиссии полученных при численном моделировании в камере сгорания и на основе решения прямой кинетической задачи в приближении независимости процессов в областях с гомогенным и диффузионным характером горения топлива. В качестве объекта численного моделирования выбрана цилиндрическая камера сгорания, где топливо поступает на горение в составе гомогенной смеси с воздухом, а также коаксиально в область поддержки горения. Топливо моделировалось пропаном. Наработка оксидов азота оценивалась по тепловому механизму. Рассмотрен диапазон изменения степени повышения давления в компрессоре от 30 до 80 при фиксированной температуре в камере сгорания – 1840К.

Установлено, что, снижение доли топлива и повышение доли воздуха в диффузионной области горения до 80% снижают суммарную наработку оксидов азота по сравнению идеальной картиной их наработки. При обогащении области диффузионного горения наблюдается избыточный (до 25-30%) рост эмиссии оксидов азота. Показано, что при гомогенизации части топлива с воздухом начальное распределение реагентов по камере сгорания не определяет наработку NOx. Степень повышения давления в компрессоре слабо влияет на полученные эффекты.

При отработке перспективных образцов КС с низкой эмиссией оксидов азота целесообразно учитывать особенности их наработки, связанные с взаимодействием областей гомогенного и диффузионного горения. Это достигается численным моделированием процессов образования NOx в КС.

Авторы выражают глубокую благодарность заместителю начальника отдела Горения и камер сгорания ЦИАМ В. И. Фурлетову за внимание к работе и ряд полезных замечаний.

Список использованных источников

[1] ICAO Annex 16 "International standards and recommended practices, Environmental protection", Volume II "Aircraft engine emissions", 4thEdition, Amendment 9, 2017 plus further amendments: - Amendment 10, 1 January 2021

[2] С.А. Волков, А.И. Ланшин. Исследование путей обеспечения международных требований по эмиссии вредных веществ отечественными турбореактивными двухконтурными двигателями нового поколения. В сб. «Экологические проблемы авиации» под ред. Ю.Д. Халецкого. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010, с. 283-290.

[3] V.F. Goltsev, S.A. Shchepin Investigation of the contribution of homogeneous flame fronts to the formation of NOx in combustion chambers with promising fuel combustion schemes. 2019 *J. Phys.: Conf. Ser.* 1261 012012

[4] Д.В. Волков, В.Ф. Гольцев, С.А. Зайцев. Параметрическое исследование образования оксидов азота при горении однородной метановоздушной смеси. Физика горения и взрыва. Т. 35, № 2, 1999. С. 9-15.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ РАДИАЛЬНЫХ ЗАВИХРИТЕЛЕЙ В ПРОТИВОТОЧНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Е.Н. Панов[1], Н.М.Певницкий[1], А.С.Сафонов. [1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе представлены результаты компьютерного исследования влияния конструкторских параметров радиального завихрителя на характеристики горения в противоточной камере сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя. Установлена зависимость формы зоны обратных токов от количества лопаток завихрителя, выявлено влияние геометрии на полноту сгорания. Результаты позволяют оптимизировать завихрители для малоразмерного газотурбинного двигателя с противоточной камерой сгорания сократив эмиссию NOx и CO без снижения основных характеристик камер сгорания.

INVESTIGATION OF THE USE OF RADIAL SWIRLERS IN THE COUNTERCURRENT COMBUSTION CHAMBER OF A SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINE

E.N.Panov[1], N.M.Pevnitskiy[1], A.S.Safonov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The paper presents the results of a computer simulation of the effect of the design parameters of a radial swirl on the combustion characteristics in a countercurrent combustion chamber of a small-sized gas turbine engine. The dependence of the shape of the reverse current zone on the number of swirl blades has been established, and the influence of geometry on the completeness of combustion has been revealed. The results make it possible to optimize swirlers for a small gas turbine engine with a countercurrent combustion chamber by reducing NOx and CO emissions without reducing the basic characteristics of the combustion chambers.

1 Введение

Современные малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД) представляют собой высокоперспективное направление в области авиационного, энергетического и транспортного машиностроения. Активные исследования и опытно-конструкторские работы в данной области обусловлены их значительным потенциалом для применения в беспилотных летательных аппаратах, портативных энергоустановках, а также в составе гибридных силовых установок наземного и морского базирования. [1]

Одной из ключевых особенностей конструктивного исполнения МГТД является использование противоточных камер сгорания, что обусловлено рядом их преимуществ по сравнению с традиционными прямоточными схемами.[2] К числу основных достоинств противоточных камер сгорания относятся: компактность конструкции, обеспечивающая снижение массогабаритных характеристик двигателя в целом, улучшенное смесеобразование за счёт организации встречных потоков топливовоздушной смеси, повышенная стабильность горения в широком диапазоне режимов работы. [3]

2 Математическая модель

В данной работе рассматривается применение радиальных завихрителей в противоточной камере сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя, внешний вид завихрителя представлены на рисунке 1.

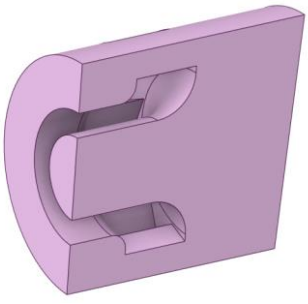


Рис. 1. Рассматриваемый радиальный завихритель в продольном разрезе

Грамотный выбор параметров завихрителя, как количество лопаток, диаметр выхода позволяет обеспечить стабилизацию фронта пламени и предотвращает срыв процесса горения при изменении нагрузочных характеристик.

Варьированию подлежали следующие параметры: количество лопаток завихрителя, длина межлопаточного канала, определяемая параметром d1, толщина межлопаточного канала d2. Данные

параметры представлены в поперечном разрезе на рисунке 2.

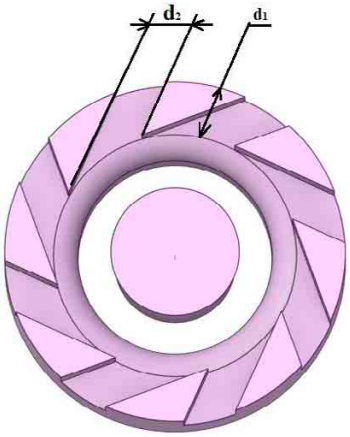


Рис. 2. Рассматриваемый радиальный завихритель в поперечном разрезе

Анализ выбранной модели камеры сгорания проводился при помощи методов компьютерного моделирования. Математическая модель была построена на основе подходов, изложенных в работе [4]. Были получены зависимости максимальных и средних температур на поверхности стенок жаровой трубы. Были получены поля скоростей в продольном сечении и зоны обратных токов. Определены полнота сгорания и коэффициент восстановления камеры сгорания.

3 Заключение

В результате данной работы была установлена зависимость формы зоны обратных токов от количества лопаток завихрителя, выявлено влияние геометрии на полноту сгорания. В среднем полнота сгорания увеличилась с 99.29% до 99.46%. Результаты позволяют оптимизировать завихрители для малоразмерного газотурбинного двигателя с противоточной камерой сгорания сократив эмиссию NOx и CO без снижения основных характеристик камер сгорания.

Список использованных источников

[1] Орлов В.А., Михайлов В.В. Газотурбинные двигатели малой размерности. Машиностроение, 2018, – с 245

[2] Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, 2010, – с 78

[3] Третьяков В.В., Свириденков А.А. Эффективность смешения капельно-жидкого топлива с воздухом в завихрительных фронтовых устройствах. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. Академика С. П. Королёва, 2009, № 3-2, – с 162-170.

[4] Тарасенко А.Н., Янук А.В., Панов Е.Н. Применение методов машинного обучения для прогнозирования концентраций отдельных продуктов сгорания в задаче об обтекании клиновых стабилизаторов при варьировании коэффициента избытка воздуха. Авиационные двигатели, 2025, №1 – с 49-56.

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В ПРЯМОУГОЛЬНЫХ КАНАЛАХ МЕТОДАМИ НЕЙРОСЕТЕВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.В. Янук[1], А.Н. Тарасенко[1], Д.А. Шлыков[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для решения задачи прогнозирования поля скорости газа, перетекающего из одного прямоугольного канала в другой через отверстие переменного диаметра, в заданной области на основании бинарного изображения сечения расчётной области и вектора аргументов, включающего диаметр отверстия, через который происходит перетекание воздуха, скорость воздуха в отверстии, скорости воздуха на входе в первый и второй каналы, давление воздуха на выходе из расчётной области и температуры воздуха, были применены адаптированные под поставленную задачу архитектуры свёрточных нейронных сетей U-net и SegNet и их модификации. Достигнутое качество генерации полей скорости по коэффициенту Дайса составило 0,903.

SIMULATION OF GAS FLOW IN RECTANGULAR CHANNELS BY NEURAL NETWORK MODELING METHODS

A.V. Yanuck[1], A.N. Tarasenko[1], D.A. Shlykov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

To solve the problem of predicting the velocity field of gas flowing from one rectangular channel to another through a hole of variable diameter in a given area based on a binary image of the cross-section of the calculated area and an argument vector including the diameter of the hole through which air flows, the air velocity in the hole, the air velocity at the entrance to the first and second channels, the pressure air outlet from the design area and air temperature, The architectures of the U-net and SegNet convolutional neural networks and their modifications adapted to the task were applied. The achieved quality of generation of velocity fields by the Dice coefficient was 0.903.

1 Введение

При проектировании системы охлаждения жаровой трубы камеры сгорания газотурбинного двигателя немаловажной характеристикой разрабатываемой системы является глубина проникновения струи охлаждающего воздуха и её направление [1]. Данные величины оцениваются в ходе моделирования процесса течения воздух через камеру сгорания. Недостатком такого подхода является необходимость построения геометрической модели и относительно большая продолжительность расчёта. Для устранения этих изъянов было предложено разработать систему прогнозирования распределения скорости газа в сечении расчётной области лишь на основе изображения сечения расчётной области и значения параметров, характеризующих процесс течения воздуха, без решения задачи численного моделирования.

2 Математическая модель

Для построения подобной системы были использованы свёрточные нейронные сети, обученные на наборе данных, состоящем из 3496 образцов, представляющих собой соответствующие друг другу входные и выходные данные: входные – бинарное изображение сечения расчётной области и вектор признаков, выходные – трёхканальное (RGB) изображение поля скорости в поданном сечении. Переменные, составляющие вектор признаков, принимали значения, указанные в таблице 1.

Таблица 1 – Значения переменных

Диаметр отверстия, мм	0.8, 1.2, 1.6, 3.2
Скорость воздуха в отверстии, м/с	От 30 до 120 с шагом 10
Скорость воздуха на входе в первый канал, м/с	30, 40, 50, 60
Скорость воздуха на входе во второй канал, м/с	30, 40, 50, 60
Давление воздуха на выходе из расчётной области, МПа	1, 5, 10, 15, 20
Температура воздуха, К	400, 600, 800

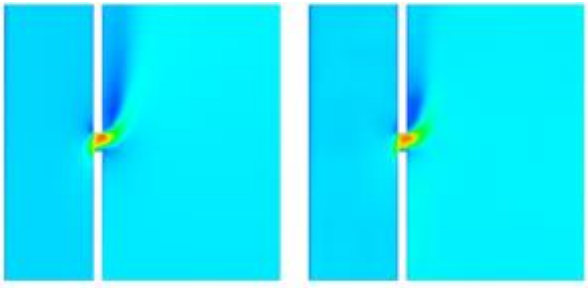
Набор данных был получен в результате моделирования процесса течения воздуха в прямоугольных канал численным методом с граничными условиями, соответствующими принимаемым переменными значениям.

Для генерации изображений были применены архитектуры нейронных сетей SegNet [2] и U-net [3].

Оригинальная реализация архитектур SegNet и U-net не предусматривает подачу числовых признаков на вход наряду с изображением, поэтому обе архитектуры были модифицированных для поставленной задачи. Было рассмотрено два способа подачи числовых аргументов: 1) преобразование карт признаков после кодировщика в вектор и соединение этого вектора с подаваемым на вход вектором аргументов с дальнейшим преобразованием итогового вектора в карту признаков для подачи в декодировщик; 2) преобразование вектора аргументов в карту признаков и соединение её со входным бинарным изображением. Было опробовано два способа преобразования карт признаков: вытягивание матрицы в вектор и осреднения каждой карты признаков. Первый способ возвращал вектор большого размера, что осложняло дальнейшую работу с ним, поэтому в работе представлены только модели, использующие операцию осреднения по картам признаков.

Рассмотренные архитектуры отличаются связью кодировщика и декодировщика: в U-net карты признаков из кодировщика передаются в кодировщик и конкатенируются с соответствующими картами признаков в декодировщике для дальнейшей совместной обработки; в SegNet из кодировщика передаются индексы максимальных элементов из операции мак для осуществления операции повышения размерности карт признаков на этапе декодирования. Также рассмотрена модификация архитектуры U-net, осуществляющая операцию повышения размерности карт признаков с использованием индексов максимальных элементов с соответствующих операций понижения размерности в кодировщике.

На рисунке изображено сгенерированное U-net подобной моделью с транспонированной свёртной в декодере поле скоростей после 15 эпох обучения.



3 Заключение

Из рассмотренных архитектур наилучшее качество генерации изображения в данной задаче показала U-net подобная архитектура, использующая операцию транспонированной свёртки для увеличения размеров карт признаков и принимающая вектор аргументов после этапа кодирования бинарного изображения.

Список использованных источников

[1] Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. / Под ред. д.т.н. В.Е. Дорошенко, М.: Мир, 1986. – 566 с.

[2] Badrinarayanan V., Kendall A., Cipolla R. Segnet: A deep convolutional encoder-decoder architecture for image segmentation // IEEE transactions on pattern analysis and machine intelligence. – 2017. – Т. 39. – №. 12. – С. 2481-2495.

[3] Ronneberger O., Fischer P., Brox T. U-net: Convolutional networks for biomedical image segmentation //Medical image computing and computer-assisted intervention–MICCAI 2015: 18th international conference, Munich, Germany, October 5-9, 2015, proceedings, part III 18. – Springer international publishing, 2015. – С. 234-241.

ПРОГНОЗ СПРОСА НА УГЛЕВОДОРОДНОЕ АВИАЦИОННОЕ ТОПЛИВО В РФ В 2024-2030 ГГ. В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕНИЯ ЭМИССИИ CO_2 В МЕЖДУНАРОДНОЙ АВИАЦИИ

А.А. Мирзоян, Р.Р. Нигматуллин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассматривается проблема оценки последствий для авиационной отрасли РФ внедрения в 2027 году международной глобальной системы рыночных мер CORSIA. Данная работа направлена на расчет спроса (объема) на низкоэмиссионное топливо, дополнительных затрат на закупку низкоэмиссионного авиационного топлива и/или углеродных единиц. Результаты работы можно использовать для выбора оптимальной стратегии удовлетворения требований по снижению эмиссии CO_2.

FORECAST OF DEMAND FOR HYDROCARBON AVIATION FUEL IN THE RUSSIAN FEDERATION IN 2024-2030 UNDER CONDITIONS IF LIMITED CO_2 EMISSION IN INTERNATIONAL AVIATION

A.A. Mirzoyan, R.R. Nigmatullin
CIAM, Moscow, Russia

The article considers the problem of assessing the consequences for the aviation industry of the Russian Federation of the introduction of the Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation CORSIA in 2027. This work is aimed at calculating the demand (volume) for low-emission fuels, additional costs for the purchase of low-emission aviation fuels and/or carbon units. The results of the work can be used to select the optimal strategy to meet the requirements for reducing CO_2 emissions.

1 Введение

В 2010 году на 37-й сессии Ассамблеи ИКАО были приняты две амбициозные цели в отношении снижения выбросов углерода в международной авиации: среднее повышение топливной эффективности самолетов на 2% в год до 2050 года, сохранение годового объема эмиссии CO_2 международной авиацией на уровне 2020 года и углеродная нейтральность с 2050 года. Эти цели должны быть достигнуты путем реализации комплекса мер, который включает технологические инновации, улучшения эффективности эксплуатации, использование экологически чистого авиационного топлива и рыночные меры. CORSIA стала первой глобальной рыночной системой для отдельного сектора экономики и представляет собой общеотраслевой подход, который использует единую глобальную схему, разработанную на основе глобального консенсуса между правительствами, бизнесом, промышленностью и международными организациями Подход предполагал такой согласованный способ сокращения выбросов международной авиации, который бы не вызывал рыночных искажений при одновременном уважении особых обстоятельств и соответствующих возможностей государств-членов ИКАО.

С 2027 года Россия, как и Китай, Индия, Бразилия вступит в CORSIA. Министерством транспорта России был разработан проект «Плана реализации в России требований тома IV «Система компенсации и сокращения выбросов углерода для международной авиации (CORSIA)» Приложения 16 ИКАО «Охрана окружающей среды» к Конвенции о международной гражданской авиации. Кроме того, по предложению Минэкономики России в ближайшие годы в России должна быть создана правовая основа для системы взимания «цены на углерод» (возможно включая авиационный транспорт).

Компенсационные обязательства по CORSIA до 2032 года включительно определяются средним ростом эмиссии в международном секторе по отношению к базовому уровню эмиссии (85% от уровня 2019 г.), а в 2032-2035 гг. они будут учитывать и индивидуальные темпы роста эмиссии каждой авиакомпании.

Наиболее действующим способом сокращения эмиссии в международной авиации, не приводящим к ограничению роста авиаперевозок и приемлемым к использованию в действующей авиационной технике,

большинство экспертов считают использование углеводородного низкоэмиссионного авиационного топлива из возобновляемых источников SAF или традиционного топлива с применением технологий снижения эмиссии жизненного цикла LCAF. Согласно оценкам ИКАО наибольшая доля SAF производится сейчас в США (около 55-65%) и Европе (17-25%). Общие объемы потребных инвестиций в зависимости от выбора процесса производства SAF составляют 400-1500 млн.$/г., стоимость снижения эмиссии CO_2 значительно различается от местоположения и технологического процесса промышленного производства SAF и составляет 130-3200$/т$CO_2$. Проекты получения SAF различаются процессами производства, видом используемого сырья, стоимостью производства топлива и величиной эмиссии CO_2 за жизненный цикл топлива для получения единицы энергии в полете. Однако, эти виды топлива, помимо проблем технологической готовности массового промышленного производства, обладают повышенной себестоимостью, кратно превышающей традиционный авиационный керосин из нефтяного сырья. К тому же планируемый рост спроса на альтернативные виды топлива в условиях всестороннего ограничения эмиссии CO_2, а также межсекторальная конкуренция на транспорте среди потребителей топлива будут также способствовать высокой стоимости альтернативного топлива в авиации. В настоящее время темпы роста объема производства SAF в промышленных масштабах крайне низки и не достаточны для достижения объема мирового выпуска 8,3 млн. т в 2030 г., более 50 млн. т в 2040 г. и более 120 млн. т в 2050 г. В перспективе, с развитием технологических процессов производства SAF, повышением доступности сырья и развитием инфраструктуры SAF, себестоимость будет снижаться, но тем не менее будет значительно выше чем себестоимость производства керосина. Менее затратный способ погашения компенсационных обязательств (использования CEF или покупка приемлемых для CORSIA углеродных единиц (УЕ)) будет определяться рыночными ценами на SAF и УЕ Поэтому оценка возможных экономических последствий для авиационной отрасли от замещения части используемого в авиации топлива на низкоэмиссионное представляет собой актуальную проблему и представлена в данной работе, являющейся продолжением работы с целью развития методики по прогнозной оценке экономических последствий декарбонизации в авиации посредством внедрения системы CORSIA [1, 2].

2 Математическая модель

Для проведения исследования предложена модель расчета основных показателей использования углеводородного авиационного топлива с низким углеродным следом и покупки УЕ на закрытом рынке CORSIA, основанная на методике, предложенной в НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» [3].

При выборе приемлемого для компенсации альтернативного авиационного топлива использовалась информация о типовых процессах производства SAF, заявленных в ИКАО [4], в частности HEFA FOGs (сложные эфиры, жирные кислоты из жиров, масел, смазок, подвергнутые гидрообработке) и полученные пиролизом из сельскохозяйственных культур, а также прогнозные оценки стоимости УЕ [5]. Предполагается, что предложение топлива и УЕ не ограничено и не зависит от их стоимости.

В качестве исходного (без изменений) сценария приведен расчет затрат на закупку стандартного авиационного топлива при росте пассажиропотока без учета ограничений эмиссии CO_2. Темп улучшения топливной эффективности, связанный с обновлением парка самолетов, и в среднем составляющий 2% в год, а также возможности оптимизации маршрутов и других аспектов деятельности авиакомпаний, которые могли бы способствовать суммарному сокращению эмиссии CO_2, не учитывались. С помощью двух дополнительных сценариев (базовый и высокий), отличающихся темпами роста пассажироперевозок, и связанных с возможным открытием воздушного пространства ряда государств и последующего восстановления авиасообщения, проведена сравнительная оценка затрат на закупку топлива с учетом ограничений эмиссии CO_2 и соответствующим частичным замещением используемого топлива на различные виды низкоэмиссионного топлива, а также при частичной закупке УЕ при сохранении темпов роста авиаперевозок.

Одним из определяющих показателей, определяющих долю эмиссии CO_2, подлежащую компенсации, является коэффициент роста в секторе:

$$\mathrm{SGF_y} = \frac{(\mathrm{SE_y} - \mathrm{SE_{B,y}})}{\mathrm{SE_y}} \quad (1)$$

где SGF_y – коэффициент роста в секторе в году y; SE_y – суммарная эмиссия участников CORSIA в году y; $SE_{B,y}$ – эмиссия в базовом году участников, находящихся в CORSIA в году y.

Рассматриваемый временной промежуток можно условно разделить на 2 части: до (2024-2026) и после вступления России в CORSIA (2027-2030). При этом необходимость в удовлетворении требований CORSIA, как и основные изменения в сценариях, наступают с 2027 г. Так, в 2024 г., несмотря на

достигнутое среднемировое значение коэффициента роста в секторе 7,56%, в РФ нет необходимости компенсировать эту долю. Но начиная с 2027 г., когда коэффициент роста достигнет 18,1%, он будет продолжать расти, как и доля ограничения эмиссии, до 24% к 2030 г. при среднем значении 21,2%. Это вынудит, в зависимости от показателя относительного уменьшения эмиссии применяемого альтернативного топлива (но независимо от сценариев темпа роста), использовать уже в 2027 году от 18,2 до 22,8% альтернативного топлива, и от 24,1 до 30,2% доли альтернативного топлива к 2030 году. На сегодняшний день достижимость обеспечить производства такого объема нетрадиционного авиационного топлива к 2027-2030 гг. ставится под сомнение.

3 Заключение

Из-за значительно большей стоимости альтернативного топлива за период 2027-2030 гг. превышение затрат на закупку авиатоплива составляет 25,4% в базовом сценарии и 53,6% в высоком сценарии при использовании наиболее эффективного типа альтернативного по показателю «снижение эмиссии / стоимость»

Применение SAF, получаемых процессами, отличными от исходного, приводит к увеличению затрат на закупку топлива, т.к. исходный вариант SAF HEFA FOGs обладает наименьшей стоимостью уменьшения эмиссии среди предлагаемых в настоящее время.

Несмотря на значительное превышение затрат на закупку замещающего авиатоплива для удовлетворения требований по эмиссии, доля закупок топлива (порядка 25%) в себестоимости авиаперевозок предполагает, что в суммарной себестоимости авиаперевозок это повышение может составлять от 5-8% в базовом сценарии до 12-15% в высоком сценарии.

Список использованных источников

[1] Мирзоян А.А., Нигматуллин Р.Р. Перспективный анализ рынка и прогноз спроса на углеводородное авиационное топливо с низким углеродным следом в РФ в 2024-2030 гг. Отчет № 002-11/1, ЦИАМ, 2024.

[2] Подведены итоги XIV Евразийского международного форума «Авиатопливо - 2025»: [электронный ресурс] // URL: https://kr-media.ru/news/grazhdanskaya-aviatsiya/podvedeny-itogi-xiv-evraziyskogo-mezhdunarodnogo-foruma-aviatoplivo-2025/

[3] Охапкин А.А. Оценка потерь российской авиационной отрасли в связи с внедрением Схемы возмещения и сокращения эмиссии углерода для международной авиации (CORSIA) // Экономическая безопасность. – 2022. – Т. 5, № 4. – С. 1615-1632.

[4] SAF rules of thumb: [электронный ресурс] // URL: https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/SAF_RULESOFTHUMB.aspx.

[5] Carbon Price Forecast 2030-2050: Assessing Market Stability & Future Challenges: [электронный ресурс] // URL: https://www.enerdata.net/publications/executive-briefing/carbon-price-projections-eu-ets.html.

АНАЛИЗ МЕТОДИК СЕРТИФИКАЦИИ САМОЛЕТОВ ПО ЭМИССИИ CO_2 НА СООТВЕТСТВИЕ ТРЕБОВАНИЯМ ИКАО

С.А. Кольвахов[1], А.А. Мирзоян[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работа посвящена анализу процесса сертификации самолетов по эмиссии CO_2 согласно Стандартам ИКАО. Описываются нормативная база, область применимости Стандартов, требования к сертификационным испытаниям, а также ограничения при несоответствии установленным нормам. Особое внимание уделяется вопросам использования эквивалентных методик сертификации и их валидации, а также процессу сертификации на основе летных испытаний. Материал основан на документах и последних решений ИКАО, что обеспечивает достоверность и актуальность информации для специалистов в области авиационной экологии.

ANALYSIS OF CERTIFICATION METHODS ON CO_2 EMISSION ACCORDING TO ICAO REQUIREMENTS

S.A.Kolvakhov[1], A.A. Mirzoyan[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The work is dedicated to the methods of aeroplane certification on CO_2 emission in accordance with ICAO standards. The study covers the regulatory framework, applicability of the standards, certification test requirements, and limitations in case of non-compliance. Special attention is given to the use of equivalent procedures and their validation, as well as the certification process based on flight tests. The material is based on the documents of Annex 16 and the Technical Manual Doc 9501, ensuring the reliability and relevance of the information for specialists on aviation environment.

1 Введение

Современный прогресс в области международной гражданской авиации сталкивается с необходимостью решения экологических вызовов, среди которых особое значение приобретает снижение эмиссии углекислого газа (CO_2). Международная организация гражданской авиации (ИКАО) благодаря своим стандартам, таким как Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [1] и Техническое руководство Doc 9501 [2], играет ключевую роль в установлении глобальных норм для сертификации воздушных судов (ВС) по эмиссии CO_2. В работе проведен систематический анализ методик сертификации, включая нормативную базу, практические аспекты применимости стандартов, процедуры сертификации на основе летных испытаний, а также вопросы валидации эквивалентных методик сертификации.

2 Нормативная база

Основными документами для проведения сертификации самолета по эмиссии CO_2 являются:

- Приложение 16 ИКАО «Охрана окружающей среды», Том III «Эмиссия CO_2 самолетов» — ключевой стандарт, регулирующий сертификацию самолетов на соответствие требованиям по выбросам CO_2 [1].
- Техническое руководство по окружающей среде Том III (Doc 9501) — методическое пособие, уточняющее процедуры сертификации, включая приемлемые методы расчета и эквивалентные методики [2].
- Конвенция о международной гражданской авиации (Чикагская конвенция) — основополагающий документ, обязывающий Договаривающиеся государства соблюдать стандарты ИКАО [3].

Стандарты ИКАО обязательны для всех коммерческих самолетов, задействованных в международных авиаперевозках.

3 Область применимости стандарта

Сертификация обязательна для дозвуковых реактивных и винтовых самолетов, включая их модификации. Исключения тз стандарта составляют самолеты, не задействованные в коммерческих международных перевозках (например, научные или гуманитарные) [1].

При сертификации используется оценочный показатель ИКАО по эмиссии CO_2. Он определяется как среднее из значений 1/SAR (SAR — Specific Air Range — удельная дальность полета) для трех расчетных масс самолета с поправкой на размер расчетный геометрический фактор RGF, характеризующий размерность фюзеляжа [1].

В качестве расчетные масс самолета используются: большая масса (92% от максимальной взлетной массы MTOM), малая масса ($0{,}45\times MTOM + 0{,}63\times MTOM^{0{,}924}$) и средняя масса (простое среднее

арифметическое между малой и большой массами самолета).

Удельная дальность полета SAR – это расстояние, пройденное в крейсерском полете при расходовании 1 кг топлива. Для сравнения разных типов самолетов используется корректировка значения SAR на размерность фюзеляжа RGF.

Стандарт ИКАО предусматривает следующие методы определения SAR:

- Непосредственные летные испытания — сбор данных в условиях крейсерского полета.
- Моделирование — использование математических моделей (например, CFD) с предварительной их валидацией.
- Компонентное тестирование — анализ характеристик двигателей и аэродинамических характеристик самолета.

4 Требования и ограничения при несоответствии

Сертификация по эмиссии CO_2 является обязательной процедурой для всех новых типов коммерческих самолетов. Для уже выпускаемых самолетов предусмотрен специальное ограничений, в соответствии с которым несоответствие требованиям влечет за собой снятия с производства либо запрет на международные перевозки.

В Стандарте предусмотрена также процедура освобождения самолета от применения его требований в определенных случаях:

- освобождение возможно в исключительных случаях (например, в связи с технологическими ограничениями).
- освобождение требует письменного запроса к сертифицирующему органу с обоснованием такого подхода.
- общее количество самолетов, освобождаемых от применения Стандарта ограничено и зависит от величины нарушения ограничения [1, 2].

5 Сертификация по летным испытаниям

Заявителем подается план демонстрации соответствия (ПДС), который затем утверждается сертифицирующим органом. ПДС включает в себя: описание методологии, перечень эквивалентных методик, планы испытаний.

На следующем этапе проводятся испытания. В расчетных точках необходимо получить следующие основные данные: массу самолета, расход топлива, лобовое сопротивление, скорость. Предъявляются специальные требования к аппаратуре: по калибровке, по документации точности.

Анализ данных летных испытаний включает следующие этапы:

- Фильтрация: исключение данных, не соответствующих критериям стабильности полета
- Корректировка: приведение к стандартным условиям сертификации.
- Расчет: осреднение измеренных значений с учетом доверительных интервалов.

На последнем этапе проводится подтверждение сертифицирующим органом. При этом проверяется полнота документации, точность методик и соответствии нормативам.

Результатом испытаний является получение сертификата или запрос на устранение несоответствий.

6 Сертификация по эквивалентным методикам

Данная методика обеспечивает сокращение затрат и времени на испытания и позволяет использовать существующие данные летных испытаний, например, из предыдущих сертификаций самолета.

Существуют следующие типы эквивалентных методик:

- Сравнительные испытания
- Аналитические методы
- Компонентное тестирование

Методика должна быть утверждена сертифицирующим органом, при этом заявителю необходимо доказать идентичность эквивалентной методики стандартным процедурам сертификации.

7 Валидация эквивалентных методик

Процедуры валидации эквивалентных методик включают в себя:

- техническое обоснование
- предоставление демонстрационных расчетов;
- сравнение с данными стандартных методов сертификации.
- проверка достоверности сертифицирующим органом.

К документации предъявляются следующие требования:

- детальное описание метода, алгоритмов, используемых моделей.
- подтверждение корректности калибровки оборудования и методов измерений.

8 Заключение

- Стандарт ИКАО обеспечивает единообразие требований к эмиссии CO_2 самолетов
- Применение эквивалентных методик снижает затраты для авиапроизводителей, ускоряет и упрощает сертификацию
- В РФ необходима разработка и введение в действие национального стандарта по эмиссии CO_2, упрощения процедуры сертификации для отечественных производителей
- В перспективе важно обеспечить баланс между экологическими целями и

технических возможностей авиапромышленности.

Список использованных источников

[1] Приложение 16 ИКАО «Охрана окружающей среды», Тома III «Эмиссия CO_2 самолетов», Издание 1 от июля 2017г.

[2] Техническое руководство по окружающей среде Том III. Методики сертификации самолетов по эмиссии CO_2, Doc 9501, ИКАО, 2020 г.

[3] Конвенция о международной гражданской авиации (заключена в г. Чикаго 07.12.1944) (с изм. от 26.10.1990) (с изм. и доп., вступившими в силу на 01.01.2000).

РАЗРАБОТКА НОВЫХ ЭКОЛОГИЧЕСКИХ НОРМ ИКАО НА ПРИМЕРЕ НОРМ ПО ОДНОВРЕМЕННОМУ УЖЕСТОЧЕНИЮ ЭМИССИИ CO_2 И ШУМА НА МЕСТНОСТИ ДОЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

А.А. Мирзоян[1], Р.Р. Нигматуллин[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе на примере разработки новых норм по одновременному ужесточению эмиссии CO_2 и шума на местности дозвуковых пассажирских самолетов представлен процесс и результаты анализа потенциальных уровней ограничения шума и эмиссии CO_2. Анализ включал оценку экологической и экономической эффективности ужесточения применительно к новым и выпускаемым самолетам. Описана постановка задачи, включая основные исходные данные, допущения и подходы, полученные результаты и основные выводы. Сделан вывод, что анализ любого ужесточения экологических норм должен производиться с учетом взаимозависимости всех экологических ограничений, включая прежде всего шум на местности, эмиссию CO_2 и эмиссию NOx двигателей.

DEVELOPMENT OF THE NEW ICAO ENVIRONMENTAL STANDARDS ON THE EXAMPLE OF THE DOUBLE STRINGENSY SARPs FOR CO_2 EMISSION AND NOISE OF SUBSONIC CIVIL AEROPLANES

A.A. Mirzoyan[1], R.R. Nigmatullin[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The process and results of the analysis of potential stringencies levels of noise and CO_2 emission are presented on the example of development of new ICAO double stringency SARPs for CO_2 emission and noise of subsonic civil aeroplanes. The analysis included assessment of environmental and cost efficiency of stringency options in relation to the new type and in-production aeroplanes. Problem statement, including main input data, assumptions and approaches, the received results and the main conclusions are described. The conclusion is drawn that the analysis of any environmental standard stringency options has to be made taking into account interdependence between all environmental restrictions, including first of all community noise, CO_2 and engine NOx emissions.

1 Введение

На совещании CAEP/12 в феврале 2022 года CAEP поручил рабочим группам CAEP по шуму, эмиссии и моделирования/прогнозирования /экономического анализа провести анализ потенциальных одновременных ужесточений шума и эмиссии CO_2. Особое внимание уделялось получению достоверных исходных данных от авиапроизводителей.

CAEP ИКАО имеет долгую историю разработки экологических стандартов и рекомендуемой практики (SARP). Тома I, II и III Приложения 16 ИКАО содержат сертификационные требования к экологическим параметрам, которые должны соблюдаться при проектировании воздушных судов (ВС) и двигателей. Разработка новых и обновление действующих экологических стандартов ИКАО гарантируют реальное снижении воздействия авиации на окружающую среду, при этом экологическая выгода будет соотнесена с технологической реализуемостью, экономической целесообразностью и учетом взаимозависимостей между экологическими ограничениями [1]. Среди последних стандартов CAEP можно выделить нормы по эмиссии NOx двигателей (требования CAEP/8) [2], нормы по эмиссии нелетучих твердых частиц (требования CAEP/11) {2], нормы по одновременному ужесточению шума и эмиссии CO_2 дозвуковых самолетов и по шуму сверхзвуковых пассажирских самолетов (требования CAEP/13).

2 Постановка задачи анализ уровней ужесточения норм по шуму и эмиссии CO_2 дозвуковых самолетов

Комплексный анализ возможных уровней ужесточения (SO) норм по шуму и эмиссии CO_2 дозвуковых самолетов включал оценку экологической и экономической эффективности ужесточения применительно к новым самолетам (NT) и применительно к выпускаемым самолетам (InP) (только в отношении эмиссии CO_2). Для такой оценки

был отобран набор из 32 сценариев моделирования [1] (Табл. 1), отличающихся уровнями ужесточения эмиссии CO_2 CSO и шума NSO: до -17% и -7% по эмиссии CO_2, до -6 дБ и -2 дБ по шуму для новых и выпускаемых самолетов соответственно. При этом источником важной информации для этой оценки являлись данные производителей авиатехники, т.н. технологический отклик (экономически целесообразное усовершенствование самолетов для удовлетворения более строгих норм).

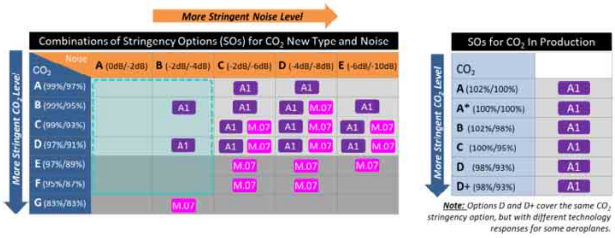


Таблица 1. Матрица сценариев для анализа норм по одновременному ужесточению шуму и эмиссии CO_2

В анализе использовалось 2 подхода к моделированию воздействия ужесточений на парк ВС: традиционный подход «A1», использовавшийся ранее в предыдущих анализах стандартов CAEP, при котором самолеты, не удовлетворяющие рассматриваемому уровню SO, сразу выбывали из дальнейшего анализа, и новый подход «M.07», в соответствии с которым только через 20 лет условно появляются самолеты, удовлетворяющие рассматриваемому SO. Для оценки SO для самолетов InP был использован только подход A1.

Основной анализ эффективности норм включал моделирование эволюции парка ВС, оценку расходов топлива и эмиссии CO_2 (включая эмиссию NOx двигателей), шума, а также затрат для всех сценариев. Эволюции парка ВС была проведена для периода до 2050 года с учетом начала применения норм для самолетов NT с 2029 года, а для InP – с 2035 года, прогноза спроса на авиаперевозки с учетом влияния на него COVID-19, а также оценки ряда затрат, включая затраты на топливо, капитальные затраты, прямые эксплуатационные расходы (DOC) и единовременные расходы (NRC). В качестве базового рассматривался уровень показателей в 2018 году.

Также была проанализирована взаимозависимость эмиссии NOx от уровня рассматриваемой SO для каждого из сценариев.

Для каждого из сценариев была проведена оценка шума в 103 аэропортах по всему миру. Результаты представлены в виде изменения площади контура среднего уровня шума днем и ночью (DNL) в 55 дБ и изменения численности населения, подвергшегося воздействию уровню DNL в 55 дБ.

При экономическом прогнозировании влияние каждого сценария на парк было выражено через затраты для производителей и эксплуатантов самолетов. Они включали затраты на потребляемое топливо, капитальные затраты, другие DOC и NRC. Несмотря на то, что самолеты нового типа и выпускаемые самолеты имеют разные даты начала применения, все совокупные затраты для самолетов NT и InP рассчитаны за период 2029-2050 годов, чтобы обеспечить сопоставимость относительных (в процентах) отклонений от базовых значений .

3 Результаты анализа

В то время как исторически CAEP уделял особое внимание анализу выбросов CO_2 или уровня шума независимо друг от друга и проводился в течение предыдущих циклов CAEP, комплексный анализ норм по одновременному ужесточению требований по шуму и эмиссии CO_2 поставил новые задачи в области интеграции и интерпретации результатов. В данном случае типичные показатели экономической эффективности (т.е. экологические выгоды, приведенные на единицу затрат) разработать невозможно. Учитывая значительные различия в характеристиках и воздействии эмиссии CO_2 на уровень шума с точки зрения географического охвата, временной продолжительности и мер по смягчению последствий, было сочтено невозможным объединить изменения в эмиссии CO_2 и шума в единый показатель без учета политики государства, которая может отличаться в разных регионах и/или государствах. Таким образом, результаты по эмиссии CO_2, шуму и затратам были представлены параллельно, что позволило членам CAEP учитывать политические предпочтения своих государств в своих оценках и решениях. В Табл. 2 - 4 представлены основные результаты для подхода A1 и M.07.

Интерпретация результатов и наблюдений требует тщательного рассмотрения лежащих в их основе допущений и связанных с ними изменений в развитии парка транспортных средств. Например, поэтапное изменение расхода топлива и затрат с варианта ограничения выбросов CO_2 (CSO) C на CSO D в рамках подхода к моделированию эволюции парка A1 в значительной степени определяется такой динамикой развития парка.

В Табл. 2 и 3 представлены результаты интегрального анализа в виде ранга и абсолютной величины (в скобках).

CSO	NSO	A1 – Cumulative (2029-2050)				M.07 – Cumulative (2029-2050)			
		Cost Rank (Change in Total Costs, $B)	CO2 Rank (Change in CO2, Millions of Tonnes)	55 dB Noise Rank (Change in 55 dB Population, Millions)	55 dB Noise Rank (Change in 55 dB Area, Thousands)	Cost Rank (Change in Total Costs, $B)	CO2 Rank (Change in CO2, Millions of Tonnes)	55 dB Noise Rank (Change in 55 dB Population, Millions)	55 dB Noise Rank (Change in 55 dB Area, Thousands)
A (99%/97%)	C (-2dB/-6dB)	12 (-89.8)	12 (-297.2)	11 (-9.1)	13 (-5.0)	Not Run			
	D (-4dB/-8dB)	13 (1.0)	13 (-124.4)	6 (-19.1)	8 (-10.5)				
B (99%/95%)	B (-2dB/-4dB)	9 (-101.0)	10 (-325.7)	12 (-7.1)	13 (-5.3)				
	C (-2dB/-6dB)	9 (-101.0)	10 (-325.7)	12 (-7.1)	13 (-5.3)				
	D (-4dB/-8dB)	11 (-95.4)	8 (-357.4)	6 (-19.1)	8 (-10.5)	13 (-11.3)	12 (-107.8)	7 (-5.5)	7 (-7.4)
	E (-6dB/-10dB)	6 (-222.6)	9 (-354.8)	3 (-34.2)	3 (-16.3)	Not Run			
C (99%/93%)	C (-2dB/-6dB)	7 (-146.3)	6 (-492.6)	10 (-13.8)	10 (-8.6)	10 (-22.1)	7 (-148.8)	11 (-3.0)	11 (-1.3)
	D (-4dB/-8dB)	8 (-142.7)	6 (-492.6)	5 (-22.8)	5 (-11.0)	10 (-22.1)	6 (-149.0)	5 (-6.1)	5 (-2.7)
	E (-6dB/-10dB)	5 (-230.5)	5 (-528.1)	2 (-36.9)	2 (-17.5)	3 (-46.1)	10 (-136.7)	1 (-12.1)	1 (-5.4)
D (97%/91%)	B (-2dB/-4dB)	2 (-785.1)	1 (-1289.7)	9 (-17.1)	7 (-10.8)	Not Run			
	C (-2dB/-6dB)	2 (-785.1)	1 (-1289.7)	8 (-17.4)	6 (-10.9)	8 (-22.7)	8 (-144.2)	12 (-1.9)	12 (-0.9)
	D (-4dB/-8dB)	4 (-780.1)	3 (-1287.1)	4 (-26.0)	4 (-14.2)	9 (-22.6)	8 (-144.2)	8 (-4.9)	8 (-2.2)
	E (-6dB/-10dB)	1 (-858.6)	4 (-1210.0)	1 (-48.4)	1 (-20.8)	5 (-37.6)	11 (-117.8)	3 (-10.8)	3 (-4.8)
E (97%/89%)	C (-2dB/-6dB)	Outside of A1 Analytical Space				6 (-28.4)	4 (-189.9)	10 (-3.2)	10 (-1.4)
	D (-4dB/-8dB)					7 (-28.2)	3 (-190.0)	6 (-6.0)	5 (-2.7)
	E (-6dB/-10dB)					4 (-43.5)	5 (-163.9)	2 (-11.1)	2 (-4.9)
F (95%/87%)	C (-2dB/-6dB)					1 (-61.8)	1 (-246.2)	9 (-4.3)	9 (-1.9)
	D (-4dB/-8dB)					2 (-61.6)	1 (-246.2)	4 (-6.5)	4 (-2.9)
G (83%/83%)	B (-2dB/-4dB)					12 (-18.7)	13 (-86.9)	13 (-1.2)	13 (-0.5)

Табл. 2. Изменения затрат, эмиссии CO_2, контура шума в 55дБ (численности населения и площади) для новых самолетов NT при использовании различных сценариев и подходов A1 и M.07

CSO	A1 – Cumulative (2029-2050)	
	Cost Rank (Change in Total Costs, $B)	CO2 Rank (CO2 Reduction, Millions of Tonnes)
A (102%/100%)	5 (-16.1)	5 (-35.6)
A* (100%/100%)	6 (-13.5)	6 (-35.3)
B (102%/98%)	4 (-16.6)	4 (-38.3)
C (100%/95%)	2 (-115.0)	3 (-155.3)
D (98%/93%)	1 (-167.4)	2 (-289.0)
D+ (98%/93%)	3 (-91.8)	1 (-322.2)

Табл. 3. Изменения затрат и эмиссии CO_2 для выпускаемых самолетов InP при использовании различных сценариев и подхода A1

На рис. 4 представлены результаты оценки относительного изменения эмиссии NOx для выпускаемых самолетов InP при использовании различных сценариев и подхода A1.

Consensus In Production (InP) Applicability: 2050 Percent NOx Change Relative to Baseline of 11,609 Kt	
CO_2	
A (102%/100%)	-0.1%
A* (100%/100%)	
B (102%/98%)	-0.1%
C (100%/95%)	4.7%
D (98%/93%)	-2.2%
D+ (98%/93%)	-5.1%

Табл. 4. Относительное изменение эмиссии NOx для выпускаемых самолетов InP при использовании различных сценариев и подхода A1

Как видно из Табл. 2 для самолетов NT при подходе A1 минимальные затраты достигаются у сценария D\E (соответствующего снижению эмиссии CO_2 на 9% и шума на 10дБ), минимум эмиссии CO_2 - у сценариев D\C и D\B (-9%, -6дБ и -4дБ соответственно), минимальный шум у сценария D/E (-9%, - 10дБ). При подходе M.07 минимальные затраты достигаются у сценария F\C (-11%, - 6 дБ), минимальная эмиссия CO_2 - у сценариев F\C и F\D(-11%, -6дБ и - 8дБ), минимальный шум – у сценариев C\E, E\E и D\E (-7%,-11% и -9% с -6 дБ).

Как видно из Табл. 3 и 4 для самолетов InP при подходе A1 минимальные затраты достигаются у сценария D (снижение эмиссии CO_2 на 7%), минимальная эмиссия CO_2 – у сценария D+ (-7%), а эмиссия NOx практически не меняется для сценариев A, A* и B (уменьшение не превышает 2%) и увеличивается уже у сценария C на 5%.

В результате CAEP были приняты следующие основные новые требования Главы 16 тома I:

- ужесточить действующую Главу 14 на 6 dB (для больших самолетов) и на 2 dB (для малых самолетов) с 1.01.2029;
- ужесточить действующие нормы CAEP10 для новых самолетов NT по эмиссии CO_2 на 10% (для больших самолетов) и на 3% (для малых самолетов) с 31.12.2031:
- ужесточить действующие нормы CAEP10 для выпускаемых самолетов InP по эмиссии CO_2 на 2% для больших самолетов и на 0% для малых самолетов относительно требований CAEP/10 к новым самолетам NT с 1.01.2035.

4 Заключение

Разработка новых норм ИКАО по одновременному ужесточению требований по по эмиссии CO_2 и шуму для дозвуковых самолетов показала, что анализ любого ужесточения экологических норм должен производиться с учетом взаимозависимости всех экологических ограничений, включая прежде всего шум на местности, эмиссию CO_2 и эмиссию NOx двигателей. При этом необходимо проверять и взаимосвязь с другим экологическими требованиями, как эмиссия нелетучих твердых частиц, интенсивность звукового удара (для сверхзвуковых самолетов) и др.

Список использованных источников

[1] CAEP Terms of Reference. 2025 https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/Caep.aspx

[2] Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Международные стандарты и Рекомендуемая практика, Том II. Эмиссия авиационных двигателей, Издание четвертое, ИКАО, июль 2017г.

РЕГИСТРАЦИЯ И АНАЛИЗ КОЛЕБАНИЙ ДАВЛЕНИЯ ГАЗА В ОСНОВНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТД

В.И. Фурлетов, А.Н. Дубовицкий, И.И. Туркина
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Приведена методика регистрации и обработки колебаний давления газа в камерах сгорания ГТД, применяемые для подтверждения отсутствия вибрационного горения.

REGISTRATION AND ANALYSIS OF GAS PRESSURE OSCILLATIONS IN THE MAIN COMBUSTOR OF THE GAS TURBINE ENGINE

V.I. Furletov, A.N. Dubovitsky, I.I. Turkina
CIAM, Moscow, Russia

The measurement, recording and analysis of gas pressure oscillations in GTE combustor are described which are used for the confirmation of combustion instability absence.

1 Введение

При сертификации новых газотурбинных двигателей требуется подтверждать устойчивость работы камеры сгорания (отсутствие вибрационного горения и срывов пламени) во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

Вибрационное горение приводит к увеличению тепловых и механических нагрузок на элементы камеры сгорания (КС) и другие узлы двигателя, что приводит к их поломке.

Вибрационным горением (ВГ) называются автоколебания газа в КС. Их источником является акустическая энергия, которая генерируется при взаимодействии колебаний скорости тепловыделения и колебаний давления газа. Для ВГ характерны регулярные колебания давления газа в полости КС.

Вибрационное горение обнаруживается при прямом измерении колебаний давления газа в КС.

2 Методика регистрации и обработки

Приведена методика регистрации и обработки колебаний давления газа в КС, применяемая для обнаружения вибрационного горения в камере сгорания [1].

Колебания газа в КС измеряются датчиками динамического давления, пьезоэлектрического и тензорезистивного типа. Они устанавливаются на длинных акустических волноводах. Высокотемпературные пьезоэлектрические датчики могут устанавливаться непосредственно на наружном корпусе КС. Число и расположение датчиков нормируются ОСТ 1 04081-2012.

Длина приёмного участка волновода от точки замера до контейнера, в который устанавливается датчик колебаний давления газа, составляет от 0,7 до 2 м. Это позволяет удалить датчики на значительное расстояние от точки измерения и тем самым предохранить их от воздействия высоких температур и вибраций. Приёмные трубки, по которым звуковая волна подходит к датчику, должны быть установлены заподлицо с внутренней поверхностью стенки, около которой измеряются колебания газа. Приёмные участки всех датчиков должны иметь одинаковую длину. Все датчики должны быть сфазированы (показания датчиков должны отклоняться одновременно в одну сторону при увеличении давления).

Длина присоединенного участка волновода – 30 м. Внутренний диаметр волновода по всей его длине и канала контейнера – 4 мм.

Пример амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) датчика с 2-метровым волноводом при разных давлениях в КС показан на рис. 1. АЧХ получена с помощью газодинамического пульсатора [2].

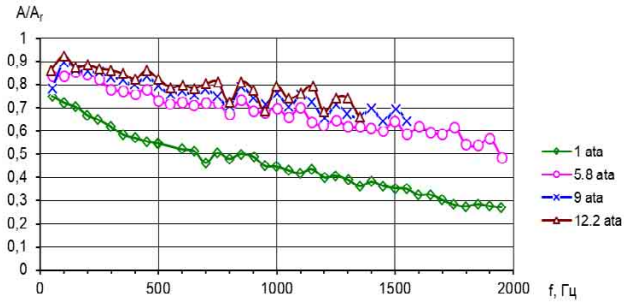


Рис. 1. АЧХ пьезоэлектрического датчика с длиной приёмного волновода 2 м

Недостатком волноводных систем измерения являются виброчувствительность и конденсация влаги в волноводах (появление капли в приемной части волновода может изолировать датчик от КС, а ее появление на участке за датчиком – изменить АЧХ системы измерения). По этой причине адаптеры должны крепиться к жестким стойкам, а волноводы следует перед каждым испытанием продувать сухим воздухом. Наблюдаются также нелинейные искажения звуковой волны при ее распространении по волноводу.

Применение датчиков без волновода позволяет более корректно сравнить колебания давления газа в разных точках КС по величине и по фазе. Однако, из-за достаточно большого диаметра (≥ 9 мм), их монтаж на КС реализуется с помощью более сложной конструкции по сравнению со штуцером, к которому присоединяется волновод.

Регистрация колебаний давления газа осуществляется на многоканальных измерительных комплексах производства НПП «Мера». Частота дискретизации по каждому из измерительных каналов выбирается не менее 13500 Гц. Рабочий диапазон частот для маршевых двигателей, как правило, выбирается до 2000 Гц.

Регистрация колебаний давления газа ведется непрерывно в течение всего испытания.

3 Методика обработки и анализ данных

Анализ характера колебаний газа в КС начинается с определения уровня и частоты колебаний давления газа с изменением частоты вращения вала КВД ($n_{вд}$). Уровень колебаний определяется среднеквадратичным значением ($P_{скз}$), измеряемым в полосе частот примерно от 2 до 2000 Гц с временем осреднения, зависящим от выбранного массива данных, например, 0,6 секунды. Величина $P_{скз}$ увеличивается с ростом $n_{вд}$ пропорционально увеличению полного давления на входе в КС ($P^*_к$). Пример такой зависимости показан на рис. 2.

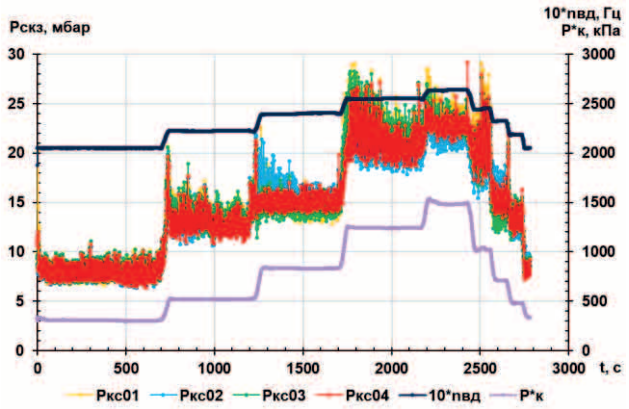


Рис. 2. Зависимость $P_{скз}$, $P^*_к$, $n_{вд}$ по времени

Для обнаружения периодических колебаний газа строится график с относительным уровнем колебаний ($\varepsilon = P_{скз}/P^*_к$). Пример графика для устойчивого случая приведен на рис. 3, а для неустойчивого – на рис. 4.

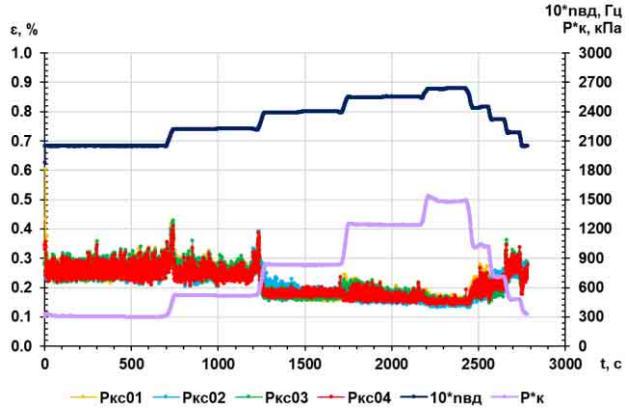


Рис. 3. Изменение ε, $P^*_к$, $n_{вд}$ по времени для устойчивого случая

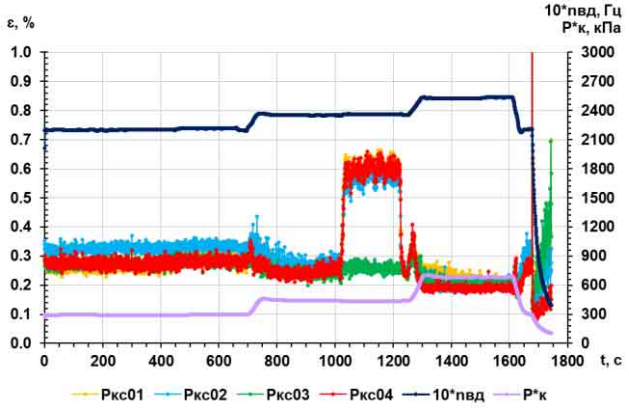


Рис. 4. Изменение ε, $P^*_к$, $n_{вд}$ по времени для неустойчивого случая

При устойчивой работе КС величина ε остается примерно постоянной при всех значениях $n_{вд}$ и обычно не превышает 0,4 %. Уменьшение ε с ростом $n_{вд}$ свидетельствует о повышении устойчивости работы КС. При увеличении ε возникает подозрение на ВГ и в данном случае требуется дополнительный анализ.

Пример самого простого анализа, представленный на рис. 5 и 6 (осциллограмма и спектр

соответственно), показывает наличие регулярных колебаний газа.

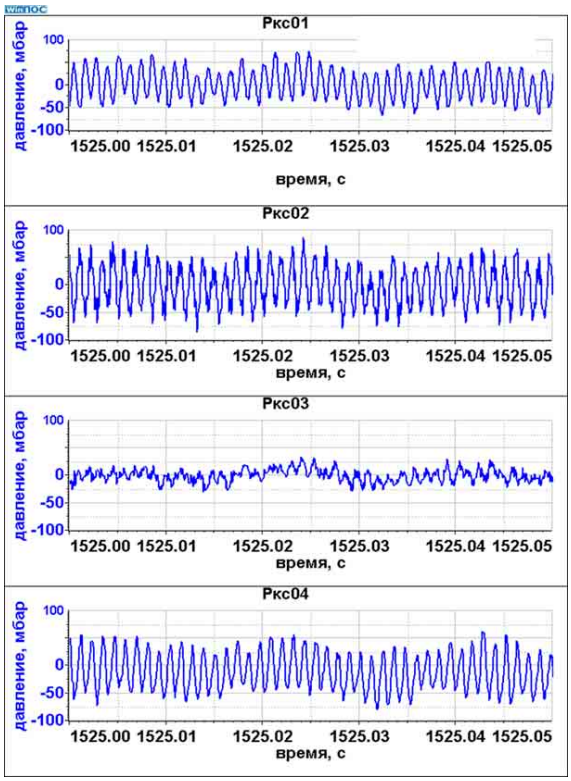


Рис. 5. Осциллограмма колебаний давления газа

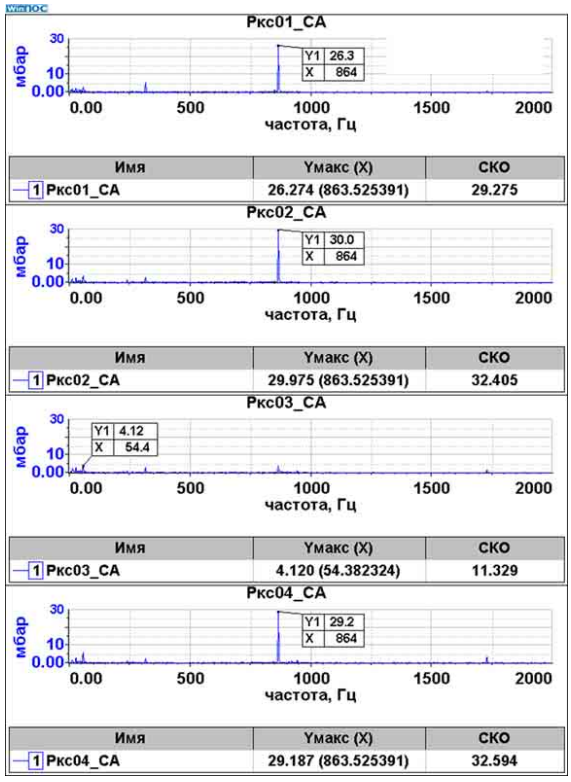


Рис. 6. Спектр колебаний давления газа

Из приведенных на рис. 5 осциллограмм видно отличие размаха и фазы колебаний газа в разных точках измерения. Датчики Ркс01, Ркс02 и Ркс03 расположены в одном сечении КС, а датчик Ркс04 расположен на одной образующей с датчиком Ркс01. В данном случае в КС возбуждается комбинированная продольно-поперечная мода колебаний.

Анализ позволяет определить частоту колебаний давления газа. Регулярные колебания в КС могут относиться к вынужденным колебаниям газа, например, с частотой $n_{вд}$ и её гармоник, или к автоколебаниям газа, связанных с неустойчивым процессом горения. Изменения характера колебаний газа в зависимости от режима работы двигателя позволяют определить, являются ли данные колебания вынужденными или автоколебаниями газа, т.е. вибрационным горением. Частота акустических автоколебаний газа, близкая к частоте собственных колебаний газа в КС, оказывается примерно пропорциональной квадратному корню из температуры газа на входе в КС.

Более сложными методами анализа являются вероятностный и корреляционный методы анализа, позволяющие подтвердить регулярный характер колебаний газа и определить углы фазового сдвига между двумя точками измерения.

4 Заключение

Прямая регистрация колебаний давления газа в КС позволяет обнаружить вибрационное горение в исследуемых условиях полета по характеру изменения относительного среднеквадратичного уровня колебаний давления при определении дроссельной характеристики и по результатам дополнительных спектрального, вероятностного и корреляционного анализов.

Требуется дальнейшее совершенствование методики измерения и анализа колебаний газа, в том числе для современных камер сгорания, в которых отсутствуют большие отверстия в системе охлаждения жаровой трубы. В таких камерах сгорания может происходить формирование комбинированных мод колебаний и требуется проводить измерения не только датчиками, регистрирующими колебания газа вблизи корпуса КС, но и внутри жаровой трубы.

Список использованных источников

[1] ОСТ 1 04081-2012. Двигатели газотурбинные авиационные. Камеры сгорания основные. Измерение параметров колебаний давления газа при диагностике вибрационного горения. Дата введения 2013–07–01.

[2] Сборник ЦИАМ «2001-2005 Основные результаты научно-технической деятельности», 2005 г, том II, стр. 452-455.

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПОСОБОВ СНИЖЕНИЯ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К КАМЕРАМ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Н. Тарасенко[1], А.Ю. Васильев[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проведен анализ современных и перспективных способов снижения эмиссии вредных веществ применительно к камерам сгорания авиационных двигателей. Путем анализа базы данных ИКАО с учётом опыта ЦИАМ установлены основные возможности по снижению эмиссии NO_x за счёт использования малоэмиссионных камер сгорания. Для двигателей с предельно высокими параметрами рабочего процесса обнаружено, что наиболее перспективными способами снижения эмиссии NO_x являются технологии LDI/MLDI. Анализ способов снижения эмиссии нлТЧ, показал, что снижение нлТЧ возможно при использовании бедных камер сгорания и альтернативных топлив, таких как SAF.

ANALYSIS OF MODERN AND PERSPECTIVE METHODS FOR HARMFUL SUBSTANCES EMISSION REDUCTION REGARDING TO AIRCRAFT ENGINE COMBUSTORS

A.N. Tarasenko[1], A.Y. Vasiliev[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The analysis of modern and promising ways to reduce emissions of harmful substances in relation to combustion chambers of aircraft engines is carried out. By analyzing the ICAO database, taking into account the CIAM experience, the main possibilities for reducing NO_x emissions through the use of low-emission combustion chambers have been established. For engines with extremely high operating process parameters, LDI/MLDI technologies have been found to be the most promising ways to reduce NOx emissions. An analysis of ways to reduce nvPM emissions has shown that nvPM reduction is possible when using poor combustion chambers and alternative fuels such as SAF.

1 Введение

Утверждение в конце 2022 года национального стандарта НЛГ-34 [1], устанавливающего полностью гармонизированные с требованиями ИКАО [2] ограничения в части допустимых вредных выбросов авиационными двигателями, определило рост актуальности работ, связанных с малоэмиссионным горением и способами его организации. Потенциально возможное ужесточение действующих норм может привести к необходимости в сжатые сроки пересматривать проекты новых изделий и, как следствие, к увеличению сроков разработки двигателя в целом. Это означает, что получение подробного научно-технического задела в области создания такой критической технологии как малоэмиссионная камера сгорания является одной из ключевых задач для обеспечения технико-технологического суверенитета государства. В данной работе проведен анализ современных и перспективных способов снижения эмиссии вредных веществ камерами сгорания авиационных двигателей.

2 Снижение эмиссии NO_x

Оксиды азота NO_x, хотя и являются одним из наиболее активно исследуемых загрязнителей, представляют одну из ключевых проблем при разработке современных двигателей. На данный момент в серийных сертифицированных гражданских ТРДД применяются две основные схемы организации малоэмиссионного горения, направленные преимущественно на снижение выбросов NO_x: схемы богато-бедного горения в камерах сгорания двигателей компаний Pratt & Whitney и Rolls Royce и схемы бедного горения в камерах сгорания компаний General Electric и CFM International. Анализ базы данных ИКАО [3] показывает, что влияние на запас по эмиссии NO_x определяется не только схемой малоэмиссионного горения, но и также параметрами ТРДД, причем не только из-за влияния на рабочий процесс, но и из-за предельного уровня, зависящего от номинальной тяги F_{00} и суммарной степени сжатия π_k. На рисунке 1 представлено сравнение запасов по двигателям, попадающим под требования CAEP/8.

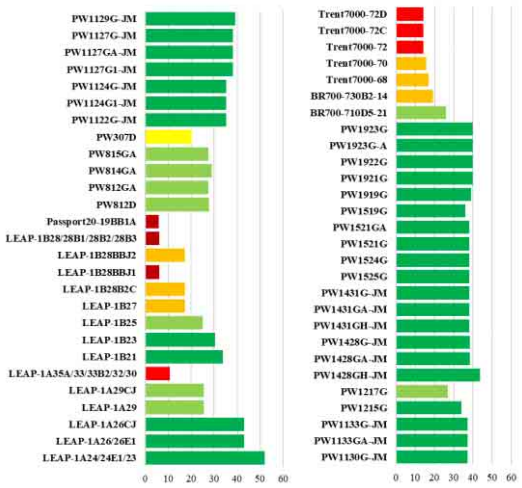


Рисунок 1 – Сравнение запасов по эмиссии NOx

Ряд исследований, в частности, например, [4], показывает, что при высоких параметрах рабочего процесса наиболее эффективно в ближайшее время переходить к рассмотрению перспективных концепций малоэмиссионного горения, таких как LDI/MLDI.

3 Снижение эмиссии нлТЧ

С 2017 года помимо выбросов NOx, CO, HC, а также числа дымности SN в качестве экологической характеристики двигателя ИКАО ввело новый показатель экологических характеристик – нелетучие твердые частицы нлТЧ. Анализ базы данных ИКАО показывает, что выбор схемы бедного горения более положительно сказывается на снижение выбросов нлТЧ, как показано на рисунке 2.

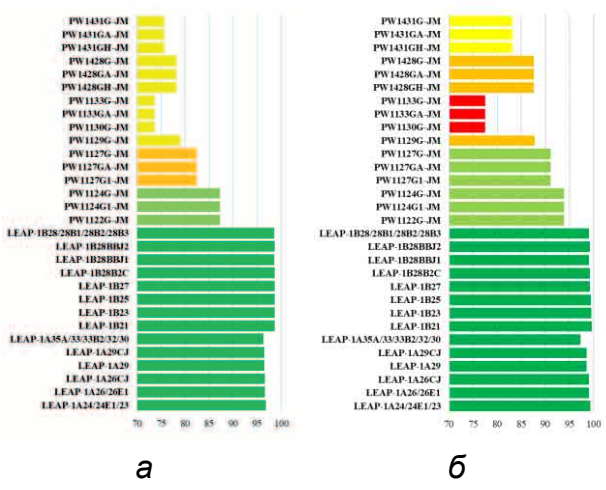


Рисунок 2 – Сравнение запасов по концентрации нлТЧ (а) и массе нлТЧ на единицу тяги (б)

С другой стороны, ряд исследований, в том числе [5], демонстрируют, что значительное снижение эмиссии нлТЧ достижимо путем применения альтернативных топлив, в частности, таких как SAF. Несмотря на незначительное влияние на снижение выбросов NO_x, добавление к авиационному керосину биодизеля позволяет кратно снизить эмиссию нлТЧ и, в том числе, дымление двигателя, т.е. SN.

4 Заключение

Таким образом, путем анализа базы данных ИКАО с учётом опыта ЦИАМ установлены основные возможности по снижению эмиссии NO_x за счёт использования малоэмиссионных камер сгорания. Для двигателей с предельно высокими параметрами рабочего процесса обнаружено, что наиболее перспективными способами снижения эмиссии NO_x являются технологии LDI/MLDI. Анализ способов снижения эмиссии нлТЧ, показал, что применение малоэмиссионных камер сгорания не обеспечивает снижения данного показателя и только использование альтернативных топлив, таких как SAF, позволяет в значительной степени улучшить экологические характеристики двигателя по данному показателю

Список использованных источников

[1] Нормы летной годности. Охрана окружающей среды. Эмиссия загрязняющих веществ авиационными двигателями. Нормы и испытания НЛГ 34 // Увт. Приказом Федерального агентства воздушного транспорта от 19 декабря 2022 г. № 928-П. 8 с. 2022.

[2] Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о Международной гражданской авиации. Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей / Международная организации гражданской авиации. Изд. 4-е. Монреаль: ИКАО, 2017. 190 с.

[3] ICAO aircraft engine emissions databank. Iss. 29B (20-June-2023). // EASA Pro: site / EASA. Section “Domains”. URL: https:/www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank.

[4] 12. Y. Liu, X. Sun, V. Sethi, D. Nalianda, Y.-G. Li, L. Wang. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines. // Progress in Aerospace Sciences, V. 94, 2017. P. 12-45.

[5] Corporan E., DeWitt M.J., Klingshirn C.D., Anneken D., Shafer L., Striebich R. Comparisons of emissions characteristics of several turbine engines burning fischer-tropsch and hydroprocessed esters and fatty acids alternative jet fuels // Proceedings of ASME Turbo Expo 2012 (June 11-15, 2012, Copenhagen, Denmark). 2012. 12 p.

СХЕМА ГОДУНОВА ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ 3D ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ И УПРУГОПЛАСТИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ В ЭЙЛЕРОВЫХ ПЕРЕМЕННЫХ

М.Х. Абузяров[1]
[1] ННГУ им. Н.И. Лобачевского, Н. Новгород.

Схема Годунова нашла широкое применение для решения задач механики сплошной среды. В основе схемы лежит решение задачи распада разрыва на границах ячеек в предположении кусочно-постоянного распределения параметров течения в этих ячейках. В данной работе предполагается линейное распределение между центрами ячеек, и из анализа дифференциального приближения соответствующим выбором этих параметров для решения задачи распада разрыва повышают порядок аппроксимации схемы до второго в области гладких решений с сохранением монотонности на разрывных. Данная модификация схемы практически едина, как для газодинамических, так и упругопластических течений. В отличие от газодинамических задач для упругопластических течений на границы областей влияния интерполируются соответствующие инварианты Римана.

HIGH-ACCURACY GODUNOV SCHEME FOR MODELING 3D GAS-DYNAMIC AND ELASTOPLASTIC FLOWS IN EULER VARIABLES.

M.H. Abuziarov[1]
[1] NNGU, N. Novgorod, Russia

The Godunov scheme has found wide application for solving problems of continuum mechanics. The scheme is based on the Riemann solver on the cell boundaries under the assumption of a piecewise constant distribution of flow parameters in these cells. In this paper, a linear distribution between the cell centers is assumed, and from the analysis of the differential approximation, due to the appropriate choice of these parameters for the Riemann solver, the order of approximation of the scheme increases to the second in the region of smooth solutions while maintaining monotonicity on discontinuous ones. This modification of the scheme is practically the same for both gas-dynamic and elastic-plastic flows. Unlike gas-dynamic problems, for elastic-plastic flows the corresponding Riemann invariants are interpolated to the boundaries of the influence regions.

1 Введение

Разностная схема, основанная на точном решении задачи распада разрыва (проблемы Римана - RP) была предложена С.К. Годуновым [1], [2] для численного решения многомерных задач газовой динамики (computational fluid dynamics – CFD). Она стала базовой для создания целого семейства схем, названных схемами конечного объема (finite volume methods- FVM), в том числе и для моделирования нелинейных упругопластических процессов механики сплошных сред (computational solid dynamics – CSD). В основе этих методов лежит использование решения RP, которая и определяет основные достоинства данного класса схем: возможность выделения и сопровождения ударных волн и контактных разрывов, использование Лагранжевых и Эйлеровых переменных, монотонность без введения искусственной вязкости. Эта же задача RP при использовании для ее решения кусочно-постоянных значений параметров в ячейках является и причиной главного недостатка оригинальной схемы Годунова - значительной схемной вязкости. Соответственно, целью многочисленных модификаций схемы Годунова было уменьшение этой вязкости. Так как шаг корректор схемы Годунова достаточен для второго порядка аппроксимации, модифицировался шаг предиктор – изменялись начальные данные для решения RP. В оригинальной схеме Годунова предполагается кусочно-постоянное распределение параметров в ячейках, и расчет распада разрыва производится на границе между этими разрывными параметрами. Практически все модификации схемы Годунова также предполагают разрыв на границе между ячейками, меняются лишь значения параметров слева и справа от разрыва, определяемые различными законами распределения параметров внутри ячеек (линейным [3], [4], параболическим [5]). Предполагается, что разрыв параметров находится на этой границе и используется одномерное решение RP. Соответственно, как следствие: 1-возрастает разностный шаблон от оригинальной схемы Годунова

3x3x3 до 5x5x5, что усложняет алгоритм, особенно в случае неструктурированных сеток, и приводит к потере свойства гиперболичности разностных уравнений; 2-возникает проблема построения пространственного распределения в ячейках в 2D и 3D случаях; условия устойчивости становятся более строгими; требуются различные алгоритмы для до - и сверхзвуковых течений, а также для Лагранжевых и Эйлеровых переменных.

В данной работе предлагается подход построения разностных схем типа Годунова (развитие [6]-[7]) на основе анализа параметрического дифференциального приближения схемы для линеаризованных уравнений, позволяющий получать параметры для решения RP, обеспечивающие возможность введения регулируемой схемной вязкости с возможностью непрерывного перехода от схемы с нулевой вязкостью (второго порядка) к схеме Годунова первого порядка точности. Предполагается линейное распределение параметров течения между центрами соседних ячеек и выбор этих параметров для решения RP, обеспечивающий второй порядок аппроксимации в области гладких решений и монотонность на разрывных. Для реализации данного подхода получено параметрическое выражение первого дифференциального приближения для линеаризованных уравнений для неравномерных разностных сеток, где варьируются координаты точек интерполяции параметров течения. Выбор соответствующих координат этих точек дает возможность регулировать вязкость схемы для линеаризованных уравнений, фактически вводится зависимость решения RP от времени и пространства.

Полученное таким образом решение RP повышает порядок аппроксимации схемы на компактном 3x3x3 шаблоне до второго по пространству и времени на ортогональных неравномерных подвижных сетках для 3D линеаризованных уравнений. Данный подход имеет очевидный физический смысл - сближение областей влияния разностной и дифференциальной задач.

2 Система уравнений для численного моделирования газодинамических и упругопластических течений.

Для моделирования используются уравнения в форме законов сохранения массы, импульса и энергии для произвольного подвижного объема, описывающие деформирование сплошной среды в приближении модели сжимаемого упругопластического тела [7]. Эти уравнения могут быть использованы для описания как гладких, так и разрывных решений. В декартовой системе координат в дифференциальной форме они имеют следующий вид[8]:

$$\rho_{,t} + \left(\rho u_i\right)_{,x_i} = 0 \qquad (1.1)$$

$$\left(\rho u_i\right)_{,t} + \left(\rho u_i u_j - \sigma_{ij}\right)_{,x_j} = 0 \qquad (1.2)$$

$$e_{,t} + \left(e u_j - u_i \sigma_{ij}\right)_{,x_j} = 0 \qquad (1.3)$$

$$\mathrm{DS_{ij}/Dt} + \lambda_t S_{\mathrm{ij}} = 2\mu e_{ij} \qquad (1.4)$$

$$\varepsilon = \varepsilon(\mathrm{p}, \rho), \qquad (1.5)$$

Обозначения: t - время, x_i, $i = 1,2,3$ - пространственные координаты, u_i - компоненты вектора скорости по осям x_i соответственно, ρ - плотность, $e = \rho(\varepsilon + u_i u_i / 2)$ - полная энергия единицы объема, ε - внутренняя энергия единицы массы, заданная уравнением состояния (1.5), σ_{ij} - тензор напряжений, который представляется в виде шаровой и девиаторной частей $\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + S_{ij}$, $p = -\sigma_{ii}/3$, e_{ij} -девиатор тензора скоростей деформаций $e_{ij} = \varepsilon_{ij} - 1/3\varepsilon_{kk}\delta_{ij}$, $где\ \varepsilon_{ij} = (u_{i,j} + u_{j,i})/2$, индексы после запятой относятся к соответствующему дифференцированию (по времени или соответствующему направлению), δ_{ij} символ Кронекера. Символом D/Dt обозначена производная Яуманна, учитывающая поворот тензора напряжений в Эйлеровых переменных (гипоупругая модель). $\mathrm{DS_{ij}/Dt} = S_{ij,t} + u_k \partial S_{\mathrm{ij}} \partial x_k - S_{ik}\omega_{jk} - S_{jk}\omega_{ik}$, где $\omega_{ij} = (u_{i,j} - u_{j,i})/2$, μ - модуль сдвига материала, В качестве критерия перехода из упругого в пластическое состояние используется условие текучести Мизеса $S_{ij}S_{ij} = 2/3\sigma_S^2$, где σ_S -предел текучести. Параметр λ_t должен оставаться положительным в ходе пластической деформации при выполнении условия текучести Мизеса $\lambda_t = 3/2 S_{ij}S_{ij}/\sigma_S^2$. Пластическое течение описывается путем сохранения значения девиатора на поверхности текучести. В случае отсутствия сдвиговых напряжений система (1.1)-(1.5) очевидным образом переходит в уравнения Эйлера для движения идеальной сжимаемой жидкости или газа.

Подробный вывод и анализ дифференциального приближения, а также варианты модифицированной на основе этого анализа 3D схемы и кодов для CFD и CSD приведены в [8]-[10]. Следующие тестовые примеры демонстрируют качество разработанной модификации.

2.1 Взаимодействие двух ударных волн (тест Вудворда)

Моделируется столкновение двух сильных ударных волн [5]. Расчет проводился на равномерных эйлеровых сетках. Расчетная область 1 ограниченна жесткими стенками, начальные параметры при $x < 0.1$ $p = 1000$, при $0.1 < x < 0.9$ $p = 0.01$, при $x > 0.9$ $p = 100$, плотность, скорость и показатель адиабаты одинаковы для всей области:

$\rho = 1, u = 0, \gamma = 1.4$. Расчет проводился до времени t=0.038. На этот момент формируется достаточно сложная картина распределения газодинамических параметров, широко используемая для проверки качества схем. На рис.1, 2, 3 приведены распределения плотности по оси x на моменты времени 0.026, 0.030 и 0.038 соответственно, для сеток 200 и 1200 (слева) и 1200 и 48000 (справа) по модифицированной схеме.

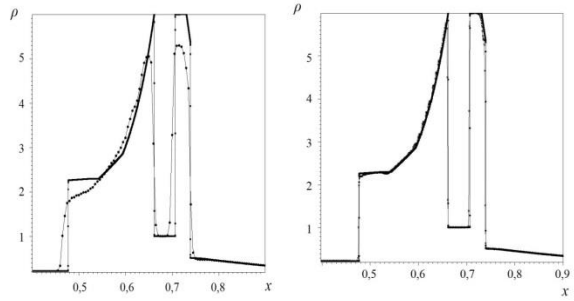


Рис. 1. Плотности, t=0.026, сетки 200,1200 и 1200,48000 справа

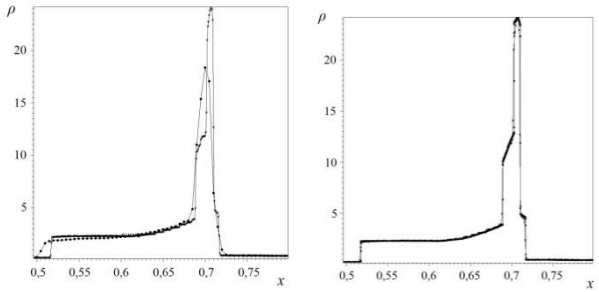


Рис. 2. Плотности, t=0.030, сетки 200,1200 и 1200,48000 справа

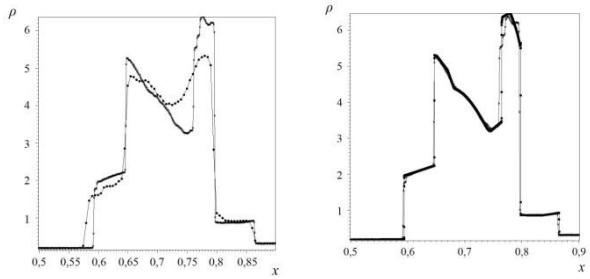


Рис. 3. Плотности, t=0.038, сетки 200,1200 и 1200,48000 справа

Результаты для 48000 ячеек близки к решению [5]. Результаты для 1200 ячеек отмечены крестиками и близки к расчетам на 48000 ячеек (квадратики). Каждый символ на этих графиках (крестик, квадратик, кружочек) соответствует одной расчетной ячейке. На момент времени 0.028, когда происходит столкновение волн, на координате x=0.6941 наблюдаются максимумы давления 1020.9 и плотности 28.5. Решение по модифицированной схеме демонстрирует хорошее разрешение в области контактных разрывов на эйлеровых сетках. Область размазывания контактных разрывов для использованных сеток составляет не более трех ячеек.

2.2 Вынужденные упругие колебания защемленной пластины

Рассматривается двумерная задача деформирования упругой пластины OABC толщиной 5 и длиной 50см под действием внезапно приложенной нагрузки, рис.4. Плотность материала 7.88 г/см3, объемный модуль 166 ГПа, модуль сдвига 81.4 ГПа. При t>0 на границу AB действует постоянное давление P=1 МПа, на границу BCO - P=0.1 МПа, на границе OA скорости , соответственно по осям x и z (условия жесткой заделки). На рис.5 приведены результаты расчетов, проведенных по схеме Годунова первого и второго порядка точности с коэффициентом запаса к шагу интегрирования K= 0.5. Цифрами 1, 2, 3 отмечены кривые скорости балки по оси z в точке B по схеме первого порядка от времени для расчетных сеток 50x5, 100x10 и 200x20 соответственно, потребовавшие 50, 100 и 200 тысяч расчетных шагов. Цифрами 4 и 5 отмечено решение при дискретизации 50x5 по схеме второго порядка. Цифрой 4 решение без уточнения RP (инварианты для RP берутся из центра граничной ячейки) на границе, 5 – с уточнением (инварианты экстраполируются из граничной и предграничной ячеек). Схема первого порядка точности выдает сильно затухающее решение. В модифицированной схеме уточненная реализация краевых условий существенно улучшает качество численного решения, эти результаты, практически не зависят от числа Куранта. Решение 5 практически совпадает с решением по LS DYNA в составе комплекса программ ANSYS.

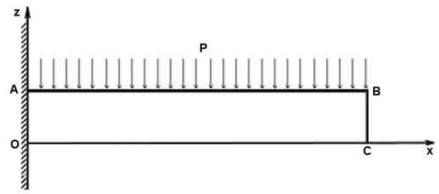


Рис. 4. Постановка задачи

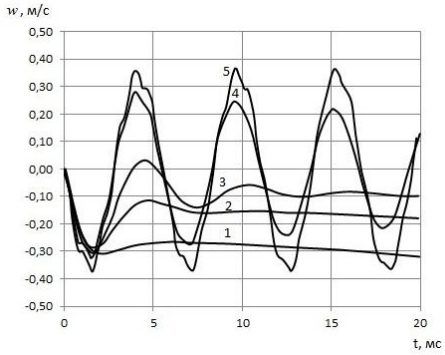


Рис.5. Вертикальные скорости точки B от времени

3 Заключение

На основе анализа этого дифференциального приближения схемы Годунова, полученного с линейной вариацией параметров, используемых для решения RP предложена 3D модификация схемы, имеющая второй порядок точности по пространству и времени на гладких решениях и монотонное поведение на разрывах на компактном шаблоне и практически, единая как для газодинамических и

упругопластических течений в эйлеровых переменных. Повышение точности достигается модификацией только шага предиктор схемы первого порядка. Полученная модификация схемы имеет очевидный физический смысл - сближает области влияния дифференциальной и разностной задач. Основным достоинством модифицированной схемы для CSD, имеющей второй порядок аппроксимации по времени и пространству для упругопластических течений в эйлеровых переменных, авторы считают использование на этапе предиктор только упругого решения задачи распада разрыва, что существенно упрощает решение упругопластических задач. Компактный шаблон данной модификации упрощает реализацию граничных условий и позволяет повысить точность на границе до второго порядка аппроксимации, что особенно важно для CSD. Внедрение данной модификации, единой для газожидкостных и упругопластических сред, в существующие комплексы программ на базе схем типа Годунова не требует значительных программных изменений и позволит в рамках одного метода решать трехмерные динамические задачи взаимодействия газожидкостных сред с упругопластическими средами.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках государственного задания (проект № FSWR 2023-0036).

Список использованных источников

1. Годунов С.К. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. Математический сборник, 1959. 47. Вып. 3. С.271-306.
2. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П., Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука,1976. 400с.
3. Колган В.П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечноразностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т. 3. № 6. С.68 - 77.
4. Van Leer, B. "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme, V. A Second Order Sequel to Godunov's Method" // J. Comput. Phys. 1979. V.32. P.101–136.
5. Colella P. and Woodword P. The Piecewise Parabolic method for Gas-Dynamical Simulations // J. Comp. Phys. 1984. V.54. P. 115 - 173.
6. Абузяров М.Х., Баженов В.Г., Кочетков А.В. О новом эффективном подходе к повышению точности схемы Годунова // Прикладные проблемы прочности и пластичности. Методы решения. Всес. межвуз.сб.Горьк..1987. С.43-49.
7. Abouziarov, H. Aiso, An application of retroactive characteristic method to conservative scheme for structure problems (elastic-plastic flows) //Hyperbolic Problems, Theories, Numerics, Applications. Tenth International Conference in Osaka. September 2004, Copiright 2006 by Yokohama Publishers,Inc. p. 223-230.
8. М.Х. Абузяров, Е.Г. Глазова, А.В. Кочетков, С.В. Крылов Численная методика решения трехмерных задач взаимодействия высокоскоростных газовых струй с упругопластическими преградами // ВАНТ. Сер. Математическое моделирование физических процессов. 2021. Вып.4. С.24-40.
9. M.H. Abuziarov, E.G. Glazova, A.V. Kochetkov, S.V. Krylov On New Method and 3D Codes for Shock Wave Simulation in Fluids and Solids in Euler Variables based on a Modified Godunov Scheme // WSEAS Transactions on Fluid Mechanics, vol. 18, pp. 173-192, 2023, DOI: 10.37394/232013.2023.18.17
10. К.М. Абузяров, М. Х. Абузяров, А. В. Кочетков, С. В. Крылов, А. А. Лисицын, И. А. Модин, Применение схемы Годунова для решения трехмерных задач высокоскоростного взаимодействия упругопластических тел, Матем. моделирование, 35:8 (2023), 97–115.

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ПЕРФОРАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СТЕНОК ЖАРОВОЙ ТРУБЫ В УСЛОВИЯХ РАБОТЫ СОВРЕМЕННЫХ ГТД

В.М. Анисимов[1], Д.Р. Юкина[1], О.В. Коломзаров[1], И.В. Чечет[1], С.Г. Матвеев[1]
[1] Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, Самара

В работе проведено исследование эффективности перфорационного охлаждения стенки жаровой трубы кольцевой камеры сгорания. Выполнены расчёты по определению теплового поля на стенке при различных геометрических параметрах отверстий, таких как расположение и диаметр отверстий, углы наклона и поворота, а также форма отверстий. Определена эффективность системы охлаждения для всех типов отверстий.

INVESTIGATION OF WAYS TO INCREASE THE EFFICIENCY OF PERFORATION COOLING OF THE WALLS OF A HEAT PIPE IN THE OPERATING CONDITIONS OF MODERN GAS TURBINE ENGINES

V.M. Anisimov[1], D.R. Yukina[1], O.V. Kolomzarov[1], I.V. Chechet[1], S.G. Matveev[1]
[1] Samara University, Samara, Russia

The paper investigates the effectiveness of perforation cooling of the flame tube wall of the annular combustion chamber. Calculations have been performed to determine the thermal state of the wall for various geometric parameters of the holes. The efficiency of the cooling system for all types of holes has been determined.

1 Введение

В настоящее время газотурбинные двигатели работают при высоких значениях степени повышения давления, что в свою очередь приводит к увеличению температуры на входе в камеру сгорания. Кроме того, современная тенденция по снижению вредных выбросов камеры сгорания ведет к повышению расхода воздуха, проходящего через фронтовое устройство. Все это ведет к уменьшению хладоресурса, идущего на охлаждение стенок жаровой трубы, поэтому разработка новых перспективных мер по обеспечению необходимого уровня температуры стенки жаровой трубы является актуальной задачей.

Существуют разные виды систем охлаждения: плёночное, конвективное, конвективно-плёночное и транспирационное. Самым эффективным с точки зрения экономии воздуха является транспирационное [1], однако, такая система охлаждения является трудно применимой в камерах сгорания. Более упрощённой версией транспирационного охлаждения является перфорационное.

В доступной литературе представлены исследования перфорационного охлаждения, в особенности по изучению влияния геометрических параметров на охлаждение. В существующих работах основное внимание уделяется математическим моделям расчёта теплового состояния стенки жаровой трубы [2, 3], так же рассмотрено влияние некоторых геометрических параметров отверстий на тепловое состояние стенки жаровой трубы [4, 5]. В зарубежной литературе анализировались разные формы выходной части отверстий [6-10], разные углы наклона отверстий и их расположение, а также различные диаметры отверстий [11-13].

В литературе рассматривался и предлагался новый вид геометрии отверстия, но не проводился широкий обзор других видов и их сравнение друг с другом, также не все исследования были направлены именно на изучение эффективности охлаждения стенки жаровой трубы камеры сгорания. В некоторых работах [8-10, 13] проводился анализ эффективности одного отверстия или ряда, что не дает оценить эффективность охлаждения по всей длине перфорированной стенки реальной камеры сгорания.

В данной работе проводилось исследование, в котором особое внимание уделяется изменению нескольких видов геометрических параметров отверстий перфорационного охлаждения стенки жаровой трубы современной кольцевой камеры сгорания. Анализ эффективности проводился с помощью средств вычислительной

гидрогазодинамики (Computational Fluid Dynamics, CFD). В качестве объекта исследования был выбран сектор жаровой трубы кольцевой камеры сгорания.

Целью работы является исследование влияния различных геометрических параметров отверстий перфорационного охлаждения стенки жаровой трубы кольцевой камеры сгорания на эффективность охлаждения.

2 Математическая модель

Объектом исследования для трёхмерного CFD расчета является сектор кольцевой камеры сгорания (10 градусов) с шестью рядами отверстий. Толщина стенки составила 1,6 мм.

В геометрической модели изменялись следующие геометрические параметры отверстий (Рис. 1):

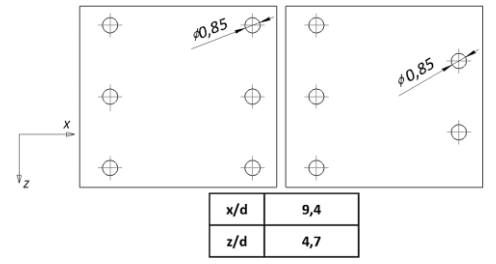
а) порядок расположения отверстий (линейный и шахматный);

б) углы наклона отверстий;

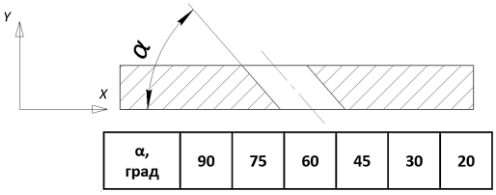
в) диаметры отверстий;

г) углы поворота отверстий;

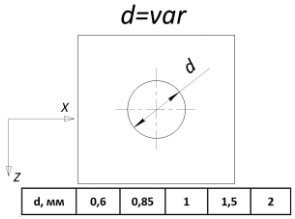
д) виды геометрии отверстия.



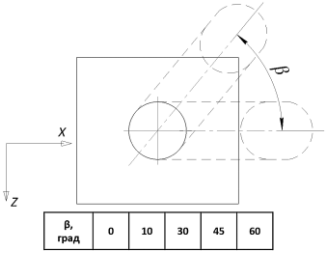
а)



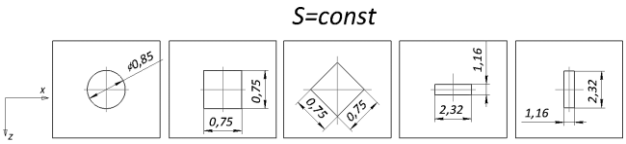
б)



в)



г)



д)

Рис. 1. Изменяемые геометрические параметры отверстий:
а) порядок расположения отверстий (линейный и шахматный), б) углы наклона отверстий, в) диаметры отверстий, г) углы поворота отверстий, д) виды геометрии отверстия.

Диметры отверстий и углы наклона α и поворота β были выбраны с учётом возможности их изготовления. Диаметр отверстий изменялся в диапазоне от 0,6 до 2 мм. Данный диапазон был выбран исходя из обобщённых статистических данных, учитывающих особенности рабочего процесса системы охлаждения и возможность изготовления отверстий заданного диаметра.

Граничные условия задавались исходя из режима работы современных двигателей со степенью повышения давления в компрессоре π_k более 50. Поэтому, температура охлаждающего воздуха на входе в кольцевой канал была задана 950 К, а температура горячего воздуха – 1800 К, что соответствует средней температуре газов в КС. Перепад давления на стенке составил 3,5% (Рис. 2).

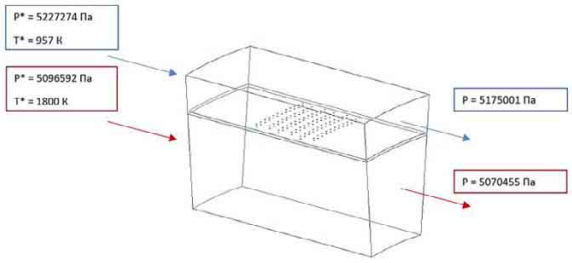


Рис. 2. Граничные условия

Расчёт проводился в программном комплексе Ansys Fluent в стационарной постановке. Была наложена конечно-элементная сетка с количеством элементов около 1,6 миллионов ячеек. Максимальная скошенность – 0,8, что говорит о хорошем качестве сетки. Модель турбулентности была выбрана k-ω SST.

3 Обсуждение результатов

Для определения эффективности работы системы охлаждения использовался параметр эффективности охлаждения η, определяемый по формуле [1]:

$$\eta = \frac{T_\Gamma - T_{agi}}{T_\Gamma - T_\text{В}} \quad (1)$$

где T_Γ– температура горячего воздуха на входе; T_{agi}– адиабатная температура стенки; $T_\text{В}$ – температура холодного воздуха.

Исследование влияния геометрических параметров на эффективность охлаждения проходило в несколько этапов.

Первым этапом был проведён анализ влияния порядка расположения отверстий и угла наклона на эффективность охлаждения. Для первого расчета было взято линейное расположение отверстий и разные углы наклона α. Во втором случае рассматривались те же углы наклона, но уже расположенные в шахматном порядке (Рис. 1, а, б). Расчёты показали, что при расположении отверстий в шахматном порядке увеличивается примерно на 10%, поэтому далее все расчёты проводились только в шахматном порядке

На втором этапе рассмотрено влияние разных диаметров отверстий на эффективность охлаждения (Рис. 1, в). Суммарная площадь всех отверстий сохранялась одна и та же. Анализ расчётных данных показал, что наиболее эффективное охлаждение обеспечивается при большем количества отверстий меньшего диаметра. В заданном диапазоне изменения диаметров отверстий эффективность охлаждения увеличивается почти в два раза при условии сохранения суммарной площади отверстий.

На третьем этапе проведён анализ влияния угла поворота отверстий β (Рис. 1, г). Расчёты проводились при угле наклона α = 20º. При увеличении угла поворота отверстий от 0º до 60º эффективность охлаждения увеличивается на 15%.

Четвертым этапом был проведён анализ различных форм отверстий, таких как: круг, квадрат, ромб, прямоугольные щели сонаправленные и перпендикулярные потоку (Рис. 1, д). При изменении геометрии отверстий проходная площадь сохранялась постоянной. Параметр эффективности оказался выше у прямоугольных отверстий перпендикулярные потоку.

4 Заключение

Полученные результаты исследований показали, что изменение геометрических параметров отверстий перфорационного охлаждения позволяет значительно увеличить эффективность охлаждения стенок за счёт минимальным изменений, вносимых в конструкцию жаровой трубы.

Результаты работы могут быть использованы при проектировании современных камер сгорания для двигателей с высокими параметрами цикла.

Полученные данные могут является основой для машинного обучения с целью повышения эффективности предварительного проектирования камеры сгорания с использованием метода интеллектуального анализа.

Список использованных источников

[1] Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. – М. [Текс]/ под общ. ред. В.Е. Дорошенко. - М.: Мир, 1986. - 566 с.

[2] Сенюшкин, Н.С. Расчет теплового состояния стенок камер сгорания ВРД [Текс]/ Н.С. Сенюшкин, В.Ф. Харитонов, Л.Н. Ялчибаева// Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2012. – Т. 8, № 5. – С. 73-76.

[3] Кофман, В.М. Математическая модель расчета теплового состояния кольцевых камер сгорания ГТД / В. М. Кофман// Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2013. – Т. 17, № 1(54). – С. 10-20.

[4] Рекин А.Д. Экспериментальное и расчетное исследование теплового и напряженного состояния перфорированной стенки жаровой трубы с различным наклоном отверстий и шагом между ними [Текст]/ А.Д. Рекин, В.В. Жестовский, В.П. Лукаш, С.А. Стряпунин// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета) – 2002. – № 2. – С. 82-87.

[5] Лукаш, В. П. Расчетно-экспериментальное исследование теплового состояния перфорированной стенки жаровой трубы с наклонными щелями [Текст]/ В.П. Лукаш, А.И. Майорова, А.Д. Рекин, А.А. Свириденков, С.А. Стряпунин// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета) – 2006. – № 1. – С. 154-160.

[6] Халатов, А.А. Пленочное охлаждение плоской поверхности двухрядной системой отверстий в сферических углублениях [Текст]/ А.А. Халатов, И.И. Борисов, А.С. Коваленко, Ю.Я. Дашевский, С.Д. Северин, С.В. Шевцов, М.В. Безлюдная// Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2012. – Т. 3, № 10(57). – С. 4-8.

[7] Ghorab, M. Film cooling effectiveness and heat transfer analysis of a hybrid scheme with different outlet configurations [Текст]/ M. Ghorab// Applied Thermal Engineering. – 2014. – Vol. 63, no. 1. – P. 200-217.

[8] Kusterer, K. Nekomimi Film Cooling Holes Configuration Under Conjugate Heat Transfer Conditions [Текст]/ K. Kusterer, N. Tekin, T. Wüllner, D. Bohn, T. Sugimoto, R. Tanaka, M. Kazari// Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. –

2014. – June 16-20. – no. GT2014-25845. – DOI: https://doi.org/10.1115/GT2014-25845

[9] Savastano, W. Goal driven shape optimisation for conjugate heat transfer in an effusion cooling plate [Текст]/ W. Savastano, A. Pranzitelli, G. E. Andrews, M. E. Biancolini, D. B. Ingham, M. Pourkashanian // Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. – 2015. – June 15-19. – no. GT2014-42251. – DOI: https://doi.org/10.1115/GT2014-42251

[10] Bohn, D. Conjugate heat transfer analysis for film cooling configurations with different hole geometries [Текст]/ D. Bohn, A. Pranzitelli, J. Ren, K. Kusterer // Proceedings of ASME Turbo Expo 2003: Turbine Technical Conference and Exposition. – 2003. – June 16-19. – no. GT2003- 38369. – DOI: https://doi.org/10.1115/GT2003-38369

[11] Xiao-ming, T. Experimental investigation on impingement/effusion cooling with short normal injection holes [Текст]/ T. Xiao-ming, Z. Jing-zhou, X. Hua-sheng// International Communications in Heat and Mass Transfer. – 2015. – Vol.69. – P. 1-10.

[12] Andreini, A. Experimental and numerical investigation on the role of holes arrangement on the heat transfer in impingement/effusion cooling schemes [Текст]/ A. Andreini, L. Cocchi, B. Facchini, L. Mazzei, A. Picchi// International Communications in Heat and Mass Transfer. – 2018. – Vol.127-A. – P. 645-659.

[13] Tan, X. Analysis of Heat Transfer on film cooling performance in a flat plate [Текст]/ X. Tan, X. Zhou, Y. Shan, J. Zhang// Energy Procedia. – 2019. – Vol.158. – P. 4154-4159.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБЪЕМНОГО ГОРЕНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ГОРЮЧЕГО В КАМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ

Бабук В.А., Куклин Д.И.
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Применительно к алюминизированным высокоэнергетическим материалам разработана модель процесса эволюции многофазного потока продуктов сгорания в камере двигателя. Основным содержанием этого процесса является горение металла агломератов. Модель обеспечивает определение в зависимости от пространственных координат характеристик конденсированной и газовой фаз. Анализ модели дает возможность получения практически значимых результатов: степени полноты сгорания металлического горючего, потока конденсированных продуктов, осаждающихся на стенки камеры, характеристик двухфазных потерь удельного импульса тяги.

MODELING OF VOLUMETRIC COMBUSTION OF METALLIC FUEL IN THE ENGINE CHAMBER

V.A. Babuk, D.I. Kuklin
BSTU «VOENMEH» name D.F. Ustinov, St.-Petersburg, Russia

A model of the evolution process of a multiphase flow of combustion products in an engine chamber has been developed for aluminized high-energy materials. The main content of this process is the combustion of metal agglomerates. The model ensures the determination of the characteristics of the condensed and gas phases depending on the spatial coordinates. Analysis of the model makes it possible to obtain practically significant results: the degree of completeness of combustion of metallic fuel, the flow of condensed products deposited on the walls of the chamber, and the characteristics of two-phase losses of specific thrust impulse.

Горение высокоэнергетических материалов (ВЭМ) сопровождается реализацией процесса агломерации металлического горючего (МГ), следствием которого является поставка в газовую фазу продуктов укрупнения МГ – агломератов. Таким образом, часть исходного МГ (иногда значительная) сгорает в объеме камеры сгорания. В результате объемного горения имеет место пространственное распределение температуры и состава газовой фазы, характеристик конденсированных продуктов. Данное явление имеет существенное практическое значение, оказывая влияние на потери удельного импульса тяги, шлакообразование и устойчивость работы двигателя.

Применительно к алюминизированным ВЭМ разработана модель процесса эволюции многофазного потока продуктов сгорания в камере двигателя, основным содержанием которого является горение металла агломератов. Модель базируется на использовании комбинированного подхода Лагранжа-Эйлера. Вся совокупность конденсированных продуктов (КП), поставляемых в газовую фазу, разделяется на две основные фракции: агломераты – крупные частицы, содержащие металл, оксид и, возможно, газовые полости и частицы высокодисперсного оксида (ВДОК) (размер частиц ~1 мкм и менее).

Описание газовой фазы, которая включает и частицы (ВДОК), базируется на уравнениях механики сплошной среды применительно к турбулентному режиму течения. Учет взаимного влияния фаз (газовой и крупной фракции КП) осуществляется посредством введения в эти уравнения источниковых членов.

Описание эволюции крупной фракции КП базируется на использовании подхода Лагранжа и модели эволюции одиночного агломерата [1]. В рамках этой модели описываются следующие явления:

– движение агломерата в потоке газа;
– газофазное горение металла агломерата с образованием ВДОК;
– химическое взаимодействие между Al и Al_2O_3 в составе агломерата с формированием газообразных продуктов и возможным выносом продуктов реакции в окружающую среду;
– изменение структуры агломерата;
– осаждение частиц ВДОК несущей газовой фазы на поверхности агломерата с последующим взаимодействием с веществами в составе агломерата.

Описание эволюции мелкой фракции КП (частиц ВДОК) базируется на модели, в рамках которой осуществляется учет следующих явлений [2]:

– конденсации продуктов горения металла на частицах ВДОК;

– коагуляции частиц ВДОК при движении в составе продуктов сгорания.

В результате синтеза упомянутых выше моделей формируется модель эволюции многофазного потока.

Анализ модели обеспечивает определение в зависимости от пространственных координат:

– температуры и концентрации компонентов газовой фазы;

– распределения по размерам частиц крупной и мелкой фракций;

– параметров химического состава конденсированных продуктов.

Результаты анализа дают возможность определить степень полноты сгорания металлического горючего в камере, поток осаждающихся конденсированных продуктов на стенки камеры и являются информационным обеспечением для отыскания двухфазных потерь удельного импульса тяги.

Разработанные средства призваны обеспечивать создание более эффективных двигательных установок.

Список использованных источников

[1] V.A. Babuk, A.A. Nizjaev, Modeling of evolution of the coarse fraction of condensed combustion products on a surface of burning aluminized propellant and within a combustion products flow. Int J Energ Mater Chem Propuls, 16(1), 2017. P. 22-38.

[2] Бабук В.А., Будный Н.Л., Куклин Д.И., Низяев А.А. Модель эволюции многофазного потока продуктов сгорания в камере двигательной установки и результаты ее численного анализа. Известия РАРАН, 110(1). 2020. С. 53-60.

Исследование выполнено при поддержке гранта Российского научного фонда № 25-29-00071.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРОФИЛИРОВАНИЯ ЛОПАТОК ЗАВИХРИТЕЛЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СМЕШЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД

Ван Фуюй[1], Р.Р. Шарафутдинов[1], Ю.Б. Александров[1]
[1] КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, Казань

В работе представлено сравнительное исследование характеристик прямых и профилированных лопаток в завихрителях. Методами численного моделирования проанализировано их влияние на коэффициент смешения. Установлено, что профилированные лопатки благодаря оптимизированной геометрии обеспечивают более контролируемое смешение потоков по сравнению с прямыми лопатками. Полученные результаты имеют важное значение для проектирования высокоэффективных камер сгорания газотурбинных установок.

NUMERICAL SIMULATION OF THE INFLUENCE OF SWIRLER BLADE PROFILING ON MIXING PROPERTIES IN COMBUSTION CHAMBER OF THE GAS TURBINE ENGINE

Wang Fuyu[1], R.R. Sharafutdinov[1], Yu.B. Aleksandrov[1]
[1] KNRTU-KAI, Kazan, Russia

The paper presents a comparative study of the properties of straight and profiled blades in swirls. Numerical simulation methods analyzed the effect on mixing coefficient. Profiled blades have been found to provide a more controlled flow than straight blades due to the optimized geometry. The results obtained are important for the design of high-efficiency combustion chambers for gas turbine units.

1 Введение

Камера сгорания газотурбинного двигателя является одним из основных компонентов газотурбинного двигателя. Усовершенствование камеры сгорания напрямую влияет на производительность, защиту окружающей среды и надежность двигателя и является залогом устойчивого развития газотурбинного двигателя. В настоящее время существуют две основные тенденции развития камер сгорания: одна из них заключается в том, что камеры сгорания газотурбинного двигателя пассажирской авиации и промышленных газотурбинных двигателей развиваются в сторону низкого уровня выбросов; во-вторых, для существенного повышения тяговооруженности военных авиационных газотурбинных двигателей камеры сгорания разрабатываются в сторону значительного повышения температуры [1]. Высокая устойчивость к температурам, низкий уровень выбросов и длительный срок службы камеры сгорания достигаются за счет сочетания новых материалов, оптимизации процесса сгорания и эффективной системы охлаждения. С помощью новых технологий температура на выходе современных камер сгорания может достигать 2000-2200К [2]. В таких камерах основной воздушный поток направляется через фронтовое устройство, где завихритель играет решающую роль при формировании топливовоздушной смеси и обеспечении ее эффективного сжигания.

В данном исследовании проводится сравнительное исследование аэродинамических характеристик прямых и профилированных лопаток в завихрителях, с особым вниманием к механизмам смешения топливовоздушной смеси.

2 Численные расчеты

Для изучения влияния различных конструктивных параметров на рабочие параметры завихрителя была создана расчетная модель, показанная на рис. 1. Потери давления в закрученной струе контролировались в сечениях $x_1 - x_3$ а в сечениях $x_4 = 6b$ и $x_5 = 18b$ параметры смешения.

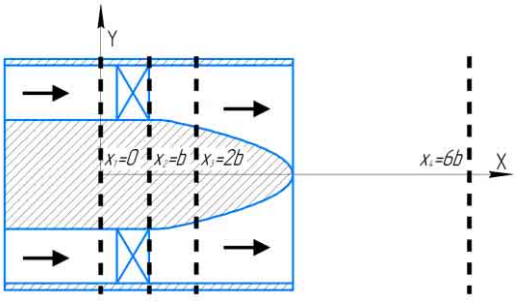


Рис. 1. Структурная схема экспериментального завихрителя

Поток на входе из завихрителя попадал в открытое пространство где для контроля смешения были установлены точечные датчики. Они контролировали изменение температуры закрученного потока, тем самым позволяли определить смешение закрученного воздуха с окружающим.

Для исследования использовался осевой лопаточный завихритель с различными лопатками.

Использовалось три вида лопаток: прямые лопатки, профильные лопатки по дуге и профильные со скруглением установленных под различными углами: 30, 45 и 60 градусов относительно осевого направления. Хорда профиля лопаток b всегда равнялась высоте лопаток h. Кроме того, исследовалось установка разного количество прямых лопаток - 5, 10, 15, а количество профильных лопаток - 10, 15, 20, 25.

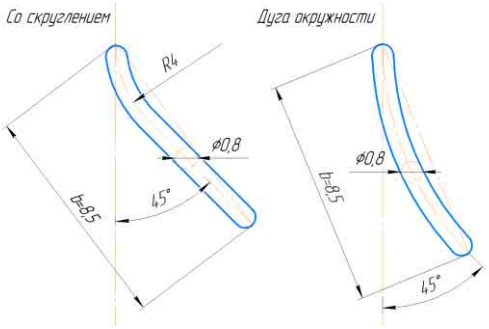


Рис. 2. Геометрия исследуемых завихрителей

Расчет проводился для различных скоростей потока и давлений. Максимальная скорость потока в кольцевом сечении до лопаток устанавливалась не более 80 м/с, с автомодельном режимом течения. Для численного расчета использовалась только одна модель турбулентной вязкости k-ε RNG [3]. Сеточная модель имела сгущение в пограничных зонах и удовлетворяла правилам y^+ и сеточной независимости получаемого решения. На входе сеточной модели устанавливался массовый расход воздуха и температура, а на выходе контролировалось выходное давление.

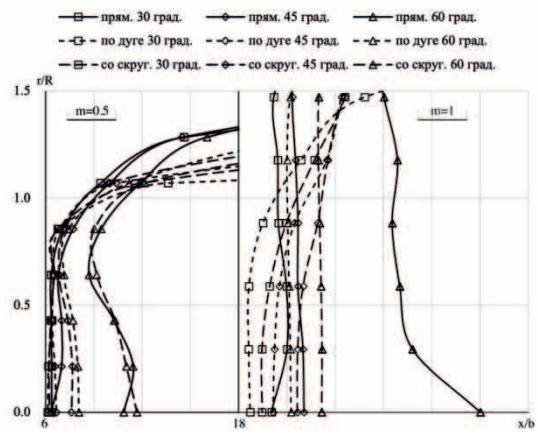


Рис. 3. Коэффициент смешения в сечении x_4 и x_5

Численное моделирование и теоретический анализ показали, что профилированные лопатки, благодаря оптимизированной аэродинамической геометрии, эффективно подавляют отрыв потока, снижая общие потери давления, и оптимизируют процесс смешения за счет более точного контроля угла выхода потока. В то же время прямые лопатки, не обладая способностью управления течением, вызывают более интенсивное турбулентное перемешивание и диссипацию энергии.

Коэффициент смешения монотонно возрастает с увеличением угла установки лопаток, что коррелирует с ростом скорости потока в сужающемся межлопаточном канале. При одинаковых углах установки лопаток прямые лопатки демонстрируют более высокий коэффициент смешения по сравнению с профилированными, что объясняется интенсивным турбулентным перемешиванием.

3. Заключение

В данной работе проведено сравнительное исследование влияния конструкции лопаток завихрителя (прямые, профилированные по дуге и со скруглением) на характеристики камеры сгорания. Основные выводы можно сформулировать следующим образом:

Влияние на коэффициент смешения: Профилированные лопатки демонстрируют явные преимущества по аэродинамическим показателям: они не только снижают потери давления, но и обеспечивают интенсификацию процесса смешения, что делает их предпочтительными для применений с высокими требованиями к качеству потока, также они более трудоемки в изготовлении. Хотя прямые лопатки обладают лучшей способностью к смешению, они характеризуются более высокими энергетическими потерями и больше подходят для случаев, где критически важна эффективность смешения, а перепад давления не является ограничивающим фактором.

Настоящее исследование доказало значительные преимущества профилированных лопаток в снижении потерь полного давления и оптимизации коэффициент смешения. В перспективе целесообразно провести дополнительные исследования влияния различных геометрических параметров на характеристики течения для достижения более точного управления рабочими параметрами.

Список использованных источников

[1] Н.С. Храмков. Современное состояние и перспективы развития камер сгорания газотурбинных двигателей. Международный журнал гуманитарных и естественных наук, № 10-5 (97), 2024, С. 90-92. doi:10.24412/2500-1000-2024-10-5-90-92

[2] GAO Lei, WANG Jun. Present situation and development trend of gas turbine combustor. Energy research and information. Vol. 33, № 3, 2017, С. 159-166. doi: 10.13259/j.cnki.eri.2017.03.006

[3] HUO Weiye, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, XU Quanhong. Effects of boundary conditions on downstream vorticity from twin-stage swirlers. Journal of propulsion technology. Vol. 36, № 3, Mar. 2015, С. 419-428. DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2015. 03. 015

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ПО ВЫБРОСАМ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ И РАСХОДУ ТОПЛИВА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И СПОСОБАМ ИХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ

А.А. Диденко, С.Г. Матвеев, А.М. Цыганов
Самарский университет имени С.П. Королева, г. Самара

Для режимов взлетно-посадочного цикла ICAO, в зависимости от тяги двигателя **R**, выполнен анализ характеристик по индексам эмиссии окислов азота $\mathbf{EI.NO_x}$ и расходу топлива $\mathbf{G_т}$ двигателей GEnx и LEAP-X с малоэмиссионными камерами сгорания схемы **TAPS** (GE) в сравнении с двигателями – предшественниками - CF6-80, GE90, CFM.56 и конкурентами - RR Trent-XWB; PW1127, PW1130, PW1133 соответственно. Отмечается, что двигатели с камерой сгорания **TAPS** (GE) не обладают неоспоримыми преимуществами, особенно на режимах набора высоты и взлётном. Данные рассматриваются с учётом влияния средних коэффициентов избытка воздуха, времени пребывания газа в зоне горения и неоднородности топливно-воздушной смеси.

ANALYSIS OF THE CHARACTERISTICS OF THE AVIATION GAS TURBINE ENGINES BY EMISSIONS AND FUEL CONSUMPTION AND METHODS OF THEIR PROVIDING

A.A. Didenko, S.G. Matveev, A.M. Tsyganov
Samara University, Samara

For the ICAO take-off and landing cycle modes, depending on the thrust of the R engine, an analysis of characteristics was performed according to the emission indices of nitrogen oxides $EI.NO_x$ and fuel consumption $G_т$ GEnx and LEAP-X engines with low-emission combustion chambers of the TAPS (GE) scheme in comparison with engines - predecessors - CF6-80, GE90, CFM.56 and competitors - RR Trent-XWB; PW1127, PW1130, PW1133, respectively. It is noted that engines with a TAPS combustion chamber (GE) do not have undeniable advantages, especially in climb and take-off modes. The data are considered taking into account the influence of average excess air coefficients, gas residence time in the combustion zone and inhomogeneity of the fuel-air mixture.

1 Введение

Новейшие турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) и двигатели ближайшей перспективы гражданской авиации имеют высокие параметры термодинамического цикла – на взлётном режиме суммарная степень повышения давления воздуха в двигателе $\pi^*_{к\Sigma}$ = 44…48 (до 60…64 - в проектах), температура воздуха на входе в камеру сгорания (КС) $T^*_к$ = 850…920 К (до 970 К), температура газа перед турбиной $T^*_г$ = 1750…1920 К и степень двухконтурности m = 8…13 [1, 3]. Это значительно усложняет создание КС и двигателей, удовлетворяющих требованиям ICAO, в особенности по эмиссии окислов азота O_x, которые регулярно ужесточаются [1, 2], с достижением одновременно удовлетворительных запасов по бедному срыву пламени, неравномерности поля температуры газа на выходе из КС, допустимых температур стенки жаровых труб и др. Поэтому создание высокоэффективных и малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС) является весьма актуальной задачей.

Фирма Дженерал Электрик (GE, США) разработала и на свои новейшие двухвальные двигатели GEnx устанавливает МЭКС схемы $TAPS$ [1], которые обеспечивают параметры эмиссии $П_{NOx}$ (г/кН) на 15-45 % ниже по сравнению с нормами ICAO и ближайшими конкурентами. Аналогичные МЭКС схемы $TAPS$ устанавливаются также на двухвальные новейшие двигатели LEAP-X консорциума CFMI (GE+Snecma (Фр.).

В данной работе выполнен сравнительный анализ, представленных графически в зависимости от тяги двигателя R (кН),

характеристик по индексам эмиссии окислов азота $EI.NO_x$ (г/кг-топл.) и расходу топлива $G_т$ (кг/с) двигателей GEnx и LEAP-X с МЭКС схемы $TAPS$ в сравнении с двигателями - предшественниками и конкурентами.

2 Сравнительный анализ данных по эмиссии окислов азота и расходу топлива

Сначала данные по индексам эмиссии окислов азота $EI.NO_x$ и расходу топлива $G_т$ двигателей большой тяги GEnx ($TAPS$) сопоставляются с характеристиками предшествующих им двигателей большой тяги CF6-80 и GE90: двигатели CF6-80 - с камерами сгорания схемы SAC Standart и LEC, двигатели GE90-90 - с камерами сгорания C-PEC, DAC-I, DAC-II. Затем сопоставляется протекание характеристик с двигателями-конкурентами фирмы Rolls-Royce (RR) Trent-XWB с КС схемы Phase 5 (КС типа LEC с низкой эмиссией фирмы RR).

В следующей части даётся сравнение протекания $EI.NO_x$ и $G_т$ двигателя LEAP-X с характеристиками двигателей-предшественников – CFM.56 с камерами сгорания SAC Standart, DAC, DAC-II и Tech Insertion. Затем - с характеристиками двигателей – конкурентов фирмы Pratt&Whitney (PW) – PW1127, PW1130, PW1133 и др. с КС схем TALON или TALON-II.

Во всех группах сравниваемых двигателей результаты получаются схожими:

- На режимах 4 (з.м.г. – земного малого газа) и 3 (сниж. - снижения) расход топлива $G_т$ (кг/с) по тяге двигателя R (кН) у двигателя GEnx ($TAPS$) получается несколько ниже, чем у предшественников типа GE90-90 или у конкурентов Trent-XWB; далее, на режиме 5 (крейсерский) расход топлива $G_т$ оказывается почти одинаковым или незначительно больше; затем при возрастании тяги R (кН) расход топлива у всех двигателей продолжает возрастать, но некоторое превышение расхода топлива у GEnx увеличивается, причем на режимах 2 (н.в. – набор высоты) и 1 (взл. -взлётный) всё заметнее;

- $EI.NO_x$ на режимах 4 (з.м.г.) и 3 (сниж.) оказываются одинаковыми с конкурентами и немного ниже, чем у своих двигателей - предшественников; в диапазоне крейсерских режимов 5 $EI.NO_x$ у GEnx ($TAPS$) значительно ниже, чем у конкурентов, но начинают резко возрастать, причём с нарастанием, чем у конкурентов, и становятся, как правило, заметно выше последних на режимах 2 (н.в.) и 1 (взл.).

Замеченные особенности проявились и в протекании характеристик двигателей средней тяги LEAP-X ($TAPS$), но, что интересно, с большим проигрышем перед конкурентами – PW1100G, PW1133G, PW1200G.

Таким образом, выполненный анализ протекания зависимостей индексов эмиссии $EI.NO_x$ и расхода топлива $G_т$ по тяге двигателя R показывает, что в условиях двигателя КС новейшей схемы $TAPS$ не обладают неоспоримыми преимуществами.

Демонстрируемые сводные данные по эмиссии окислов азота и недожогу топлива предлагается рассматривать через призму проявления влияния средних и локальных коэффициентов избытка воздуха, времени пребывания газа в зоне горения и неоднородности свойств топливно-воздушной смеси. Приведены расчетные результаты этого влияния.

Для проверки возможностей КС схемы $TAPS$ для ТРДД с большой и умеренной степенью двухконтурности, разработанных на основе одного базового двухвального газогенератора (с $\pi^*_{к\Sigma}$ = 52…54), было разработано двухконтурное форсуночное устройство (ФУ на основе патентов GE) схемы $TAPS$ и двухстенная жаровая труба (ЖТ) с «плавающими» защитными экранами (ТЗП – теплозащитными панелями). Численным моделированием в ANSYS Fluent выполнена оптимизация конструктивных и режимных параметров ФУ и ЖТ.

Разработанное ФУ $TAPS$ является двухконтурным: первый контур - «пилотный» (pilot, дежурный), двухступенчатый, для обеих ступеней используются форсунки центробежного типа с осевыми воздушными завихрителями; второй контур – «основной» (main), он также двухступенчатый, в обеих ступенях используются форсунки струйного типа, второй контур оснащён блоком из осевого и тангенциальных воздушных завихрителей. Для охлаждения топлива в основных расходных коллекторах в ФУ имеется два коллектора топлива охлаждения с циркуляционной схемой подачи.

Средствами численного моделирования изучались возможности двух базовых вариантов исполнения - КС с «богато-бедной» зоной горения (α_1 = 0,75) и КС с «обедненно-бедной» зоной горения (α_1 = 1,2 – коэффициенты избытка воздуха в пилотной зоне горения). Пропускные площади воздушных завихрителей пилотной ступени определялись из условия обеспечения приемлемой величины $\alpha_{кс.бс}$ - коэффициента избытка воздуха камеры сгорания на границе «бедного» срыва

пламени. Доля топлива в пилотный контур на рабочем режиме $\overline{\Delta G}_{т.1}$ определялась из условия поддержания назначенного α_1 . В расчетах контролировалось, чтобы перепады давления по топливу ($\Delta p_т$) получались не больше допустимого (40 ат) и не меньше минимального, обеспечивающего качественный распыл топлива. Рассмотрены варианты с равномерной и неравномерной раздачей топлива по ступеням и соплам форсунок 2-го контура. Угол топливного факела и скорости впрыска рассчитывались по аналитической модели форсунки с учетом физических свойств топлива; средние диаметры капель (D_{32} – средний диаметр капель по Заутеру) рассчитывались по полуэмпирическим зависимостям. Представлена разработанная программа подачи топлива через форсунки пилотного и основного контуров с надписанными параметрами режимов подачи и качества распыла топлива.

3 Заключение

Полученные результаты могут учтены на этапах проектирования и доводки при выборе схемы и основных параметров камеры сгорания и уточнения параметров двигателей, а также при разработке конструкции форсуночного с распределенным впрыском топлива.

Основные результаты данной работы были получены в рамках выполнения трёхгодичного проекта «Разработка облика перспективного газогенератора для двигателей «НК» тягой до 24 тонн» по Договору № 001218 от 19.01.2021 г. с АО «ОДК».

Список использованных источников

[1] ICAO Engine Emissions Databank-Issue (26, 26A, 28, 29 www.icao.int).

[2] Охрана окружающей среды. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [Текст]/ICAO, T.II «Эмиссия авиационных двигателей».-Quebec, Canada H3C 5H7/ 2008 (www.icao.int)/

[3] Диденко, А.А., Исследование параметрического, термогазодинамического и экологического совершенства высокоэффективных авиационных ГТД и их камер сгорания [Текст]/ А.А. Диденко, С.В. Лукачев, А.М. Цыганов// АВИАДВИГАТЕЛИ XXI ВЕКА. Москва, 25-27 ноября 2015 г., Сборник тезисов докладов -М.: ЦИАМ, 2015,-С.399-401.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК РАСПЫЛИВАНИЯ ТОПЛИВА ФОРСУНКАМИ МНОГОФОРСУНОЧНОЙ СЕРИЙНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

[1]А.А. Диденко, [1]С.А. Болычев, [1]Н.И. Гураков, [1]Рогалёв В.В.,
[2]Н.С. Миронов, [2]А.А. Разливанов, [2]В.Д. Ревков, [2]В.Д. Чигищев
[1]Самарский университет, г. Самара, [2]ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара

На атмосферном экспериментальном стенде Самарского университета выполнено экспериментальное исследование характеристик распыливания топлива (авиационный керосин РТ) у 16 форсунок камеры сгорания серийных газотурбинных двигателей (ГТД) с целью выявления влияния конструктивных отличий, конструктивных и технологических отклонений при их изготовлении. Выполнялось фотографирование факелов распыла топлива и измерялись: расходные характеристики по топливу и воздуху, углы факела, распределения топлива в поперечном сечении факелов и диаметры капель на нескольких режимах по перепадам давления топлива и воздуха. Определены диапазоны изменения параметров и выявлены дефекты факелов распыла топлива.

EXPERIMENTAL STUDY OF FUEL ATOMIZATION CHARACTERISTICS BY INJECTORS MULTI-INJECTOR PRODUCTION GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

[1]A.A. Didenko, [1]S.A. Bolychev, [1]N.I. Gurakov, [1]V.V. Rogalev
[2]N.S. Mironov, [2]A.A. Razlivanov, [2]V.D. Revkov, [2]V.D. Chigischev
[1]Samara University, Samara, [2]PJSC «UEC-Kuznetsov»

At the atmospheric experimental stand of Samara University, an experimental study of the characteristics of fuel spraying (aviation kerosene RT) in 16 nozzles of three versions of serially produced gas turbines combustor was carried out in order to identify the impact of design differences, design and technological deviations in their manufacture. Fuel spray torches were photographed and the following were measured: fuel and air flow characteristics, flare angles, fuel distribution in the cross section of the torches and droplet diameters at several modes for fuel and air pressure drops. Ranges of variation of parameters were determined and defects of fuel spray were revealed.

1 Введение

Известно, что тип, размерность и конструкция форсунок могут оказывать существенное влияние на рабочие характеристики камер сгорания, их функциональную надежность и ресурс, на характеристики турбины и двигателя в целом.

В целях модернизации и доводки многофорсуночных камер сгорания газотурбинных двигателей (ГТД), находящихся в эксплуатации, а также для накопления научно-технического задела по влиянию конструктивных и технологических отклонений в форсунках на характеристики форсунок и факелов распыла топлива, выполнено экспериментальное исследование 16 топливных форсунок серийной многофорсуночной камеры сгорания ГТД,

Испытания форсунок выполнялись на атмосферном форсуночном стенде в научно-образовательном центре газодинамических исследований (НОЦ ГДИ) Самарского университета имени С.П. Королева.

2 Экспериментальный стенд

Экспериментальный форсуночный стенд имеет проливочную установку с вытеснительной и насосной системой подачи топлива на форсунку. В качестве топлива используется авиационный керосин ТС-1 или РТ. При использовании вытеснительной (баллонной) системы перепад давления по топливу на форсунке $\Delta p_{\text{т}} \leq 20$ ат, при использовании насоса низкого давления $\Delta p_{\text{т}} \leq 2{,}8$ ат, при использовании насоса высокого давления $\Delta p_{\text{т}} \leq 90$ ат. Расход топлива массовый $G_{\text{т}}$ измеряется с помощью расходомера-регулятора кориолисового типа ($G_{\text{т}.max} \leq 83$ г/с и погрешностью $\delta G_{\text{т}} \pm 0{,}2$ %). Расход воздуха объемный $Q_{\text{в}}$ измеряется с помощью расходомера термоанемометрического типа ($Q_{\text{в}} \leq$ 3000 л/мин, $\delta Q_{\text{т}} \pm 0{,}25$ %). Температуры топлива и воздуха измеряются с помощью ХА-термопар ОВЕН (КТ 0,5). Для подачи воздуха на воздушные

завихрители форсунок используется воздух НД с давлением на входе в стенд $p_в \leq 7{,}5$ ат. На стенде испытуемая форсунка сначала устанавливается в специальный короткий трубчатый отсек, макетирующий элементы фронтовой плиты КС, который затем устанавливается в рабочую камеру с внутренними размерами 1000×1000×1000 мм на концевой фланец трубы воздушного ресивера. Топливо распыливается сверху-вниз; мелкодисперсная часть образующейся воздушно-капельной аэровзвеси во время эксперимента непрерывно из рабочей камеры удаляется с помощью вытяжной системы, а грубодисперсные капли и пленки стекают в накопитель, из которого жидкое топливо перекачивается в керосиновое хранилище. В рабочую камеру втекает вторичный воздух – через регулируемые боковые окна и окна в крыше установки, последний проходит через хонейкомб (выравниватель потока) с созданием вокруг факела системы защитных струй от искажающего воздействия.

3 Измерения характеристик распыла топлива

Испытаны форсунки 3х групп конструктивного исполнения: 1-я группа – ТФ-1 ÷ ТФ-4 (3 шт.) – это одноступенчатые центробежные форсунки, в которых распылители помещены в штатный корпус форсунки, а конический насадок обрезан, чтобы он не мешал формированию факела распыла; 2-я группа – ТФ-7 ÷ ТФ-10 (4 шт.) – это пневмомеханические форсунки («не охлаждае-мые»), у них аналогичные распылители и один воздушный завихритель, охваченный удлинённым коническим насадком; третья группа – ТФ-6, -11 ÷ 14, -16 – это пневмомеханические форсунки («охлаждаемые»), у них те же распылители и один воздушный завихритель, охваченный укорочен-ным коническим насадком, который с щелевым зазором охвачен вторым более коротким коническим насадком.

В испытаниях измерялись следующие характеристики и получены результаты:

а) РХТ – расходная характеристика форсунки по топливу $G_т = f(\Delta p_т)$ измерялась без подачи воздуха через воздушные завихрители (перепад давления по воздуху $\overline{\Delta p}_в = 0$ %) и с подачей воздуха ($\overline{\Delta p}_в = 3$ %) в диапазоне перепадов давления по топливу $\Delta p_т$ = 0,35; 1; 5; 10; 14; 20; 30 ат. На контрольном режиме с $\Delta p_т$ = 30 ат измеренный объёмный расход топлива $Q_т$ отличался от паспортного значения в пределах $\delta Q_т$= -0,8…+9,4%;

- РХВ – расходная характеристика форсунки по воздуху $G_в = f(\overline{\Delta p}_в)$ измерялась в диапазоне перепадов $\overline{\Delta p}_в$ = 1; 2; 3; 4 и 5 % без подачи топлива ($\Delta p_т = 0$ ат);

Измеренные РХТ аппроксимированы линиями $G_т \sim \sqrt{\Delta p_т}$, различия между ними находятся в пределах погрешности измерений, на контрольном режиме с $\Delta p_т$ = 30 ат $G_т \approx 16$ г/с. При $\overline{\Delta p}_в$ = 3 % расходы воздуха $G_в = 10{,}8 \ldots 13{,}2$ г/с.

б) ХУТФ – характеристика по углу топливного факела определялась фотографированием факела распыла при его подсветке плоским вертикальным лазерным лучом типа «лазерный нож» с последующим измерением угла факела по фотографиям. Также производилась подсветка факела «лазерным ножом» в горизонтальной поперечной плоскости на удалении от сопла форсунки ΔZ = 40 мм и его фотографирование. У всех испытанных форсунок в факелах распыла наблюдается струйность, у форсунок ТФ-1…ТФ-4 она заметнее. Соответственно, в поперечных сечениях наблюдаются «пятна» от струй – локальные области повышенного расхода топлива.

Угол топливного факела $\varphi_{тф}$: у форсунок ТФ-1, -3, -4 $\varphi_{тф}$ = 75…88° ($\overline{\Delta p}_в$ = 0%); у ТФ-7 ÷ ТФ-10 («неохлаждаемых») – угол уменьшался в диапазоне $\varphi_{тф}$ = (50…65°) ÷ (20…35°); у форсунок ТФ-6, -11, -12, -13, -16 («охлаждаемых») $\varphi_{тф}$ = (20…45°) ÷ (4…15°), ($\overline{\Delta p}_в$ = 3%).

в) ХПРТФ – характеристика распределения топлива в поперечном сечении топливного факела измерялась с помощью рейки 35-канального сборника жидкого топлива (СбЖТ), состоящей из трубок с внутренним диаметром 6 мм и наружным - 8 мм. Из каналов сборника топливо по гибким шлангам через капельницы поступало в 35 мерных цилиндров. Для построения всего поля распределения топлива для каждого из испытуемых режимов рейка пробоотборников с дискретным шагом 5-10 мм последовательно устанавливалась в 5…20 положений в плоскости XY на удалении ΔZ = 40 мм от актуального сопла форсунки. Полученные эпюры распределения топлива сплайнами аппроксимировались поверхностью с нанесением изолиний постоянных уровней плотности орошения $q_{т.XY} = const$. Подсчитанный интегрированием по полю расход топлива $G'_{тΣ}$ отличался от $G_т$, взятого с измеренной РХТ, в пределах ≤ 6 %. Поля распределения топлива для каждой форсунки измерялись для 3х режимов с $\Delta p_т$ = 0,35; 5 и 14 ат. С

увеличением $\Delta p_т$ ($\overline{\Delta p}_в$=3%) общие размеры поля сужаются, «пятна» сближаются с тенденцией объединения в одну область (см. **Рис. 1**).

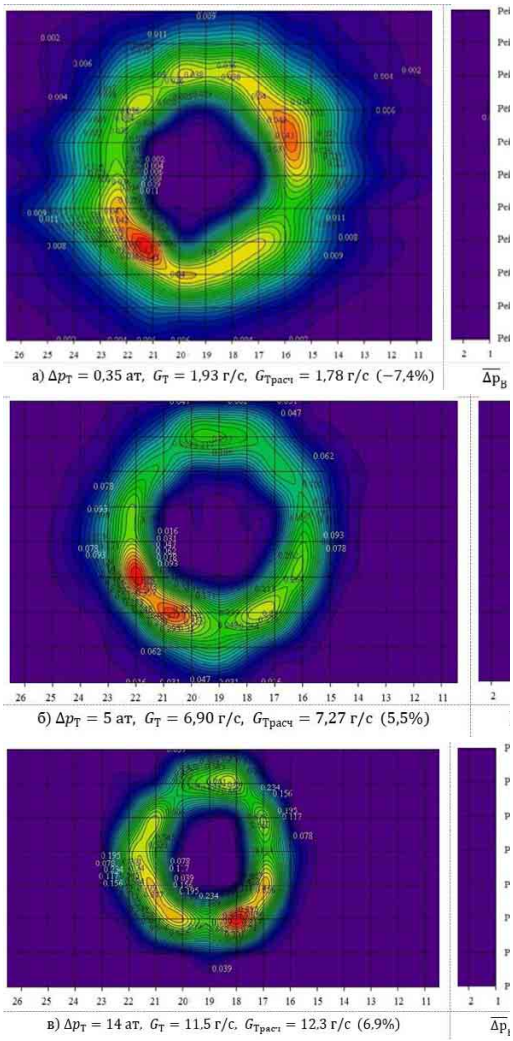


Рис. 1. Поля распределения топлива (плотности орошения, (г/с)/см^2) в поперечном сечении факела распыла топлива форсунки ТФ-7

г) ДХФР – дисперсные характеристики факела распыла – средние диаметры капель по Заутеру D_{32} измерялись с помощью интегрального метода малоуглового дифракционного рассеяния (ИММДР) лазерного света. Как источник излучения применялся He-Ne-лазер ЛГН-113 (λ = 0,6328 мкм с выходной мощностью излучения N=15 мВт; для сбора рассеянного каплями света использовалась большая собирающая линза с диаметром $D_л$ = 220 мм и фокусным расстоянием $f_л$ = 1200 мм. Картина распределения интенсивности рассеянного света в фокальной плоскости линзы фотографировалась цифровой CMOS-камерой.

Получены следующие значения D_{32}:

- у гидравлических форсунок ТФ-1, -3, -4 при малых $\Delta p_т$ = 0,35 и 1,0 ат D_{32} = 190…65 мкм, при $\Delta p_т$ =14 ат $D_{32} \approx$ 43 мкм;

- у форсунок ТФ-6, -11, -12, -13, -16 («охлаждаемых»), соответственно, D_{32} = 55…40 и 38…34 мкм; у ТФ-7, -8, -9, -10 («неохлаждаемых») D_{32} = 50…35 и 34…31 мкм. См. **Рис.2.**

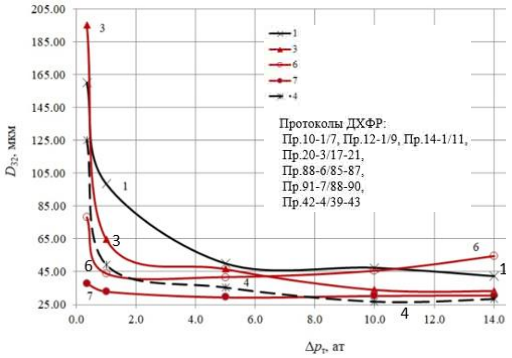


Рис. 2. Средние диаметры капель по Заутеру, измеренные лазерно-оптическим методом малоуглового дифракционного рассеяния.
(Номера форсунок указаны в поле рисунка.)

Таким образом, у «неохлаждаемых» форсунок ТФ-7÷10 угол факела $\varphi_{тф}$ заметно больше, поле распределения топлива значительно шире, а D_{32} несколько меньше, чем у «охлаждаемых» форсунок ТФ-6, -11, -12, -13, -16.

4 Заключение

Выявленные струйность первичного факела распыла топлива и области повышенного локального расхода топлива в поперечном сечении факела рассматриваются как недостаток в распыливании топлива, так как могут приводить к перегревам и прогарам элементов жаровых труб и/или быть источником повышенной неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания, что недопустимо из-за возможного перегрева лопаток турбины.

Работа выполнена на средства гранта, полученного от Инновационного фонда (50% финансирования) Самарской области по Договору № 2/35-АКД/2023 от 29.08.2023 г. и Индустриального партнёра – ПАО «ОДК-Кузнецов» (г. Самара) (50% софинансирования).

ОПТИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА РАСПЫЛА, СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ И ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА В ИСПЫТАТЕЛЬНОМ ОТСЕКЕ КАМЕР СГОРАНИЯ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Л.М. Чикишев, В.М. Дулин, Д.М. Маркович
[1]Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, г. Новосибирск

В работе представлены примеры передовых экспериментальных стендов, моделирующих распыл и горение в камерах сгорания газотурбинного типа, указаны необходимые режимные параметры и используемые технические решения, позволяющие эффективно проводить измерения современными методами оптической диагностики.

OPTICAL DIAGNOSTICS OF FUEL ATOMIZATION, MIXING AND COMBUSTION IN SINGLE SECTOR GAS TURBINE COMBUSTOR

L.M. Chikishev, V.M. Dulin, D.M. Markovich
Kutateladze Institute of Thermophysics Siberian Branch, Russian Academy of Sciences, Novosibirsk

This paper presents the experience of the processes of fuel atomization and combustion in gas-turbine single sector combustors of model and realistic geometry using optical diagnostics methods for multiphase and reactive flows. Examples of advanced experimental setups simulating flow and combustion in gas turbine-type combustion chambers are given, the necessary operating parameters and the technical solutions used are indicated, which make it possible to effectively carry out measurements using modern optical diagnostic methods.

1 Введение

При проектировании современных энергетических и транспортных газотурбинных установок (ГТУ) наибольшую сложность представляет разработка их “горячей части”. Даже при наличии современных вычислительных инструментов довольно трудно достоверно предсказывать хотя бы общий тренд – снижение или рост выбросов NOx после внесения изменений в конструкцию камеры сгорания газотурбинной установки и фронтового устройства. В связи с этим очень важно иметь возможность получить достоверные экспериментальные данные, позволяющие валидировать используемые численные коды, а также выявлять особенности механизмов стабилизации пламени в камере сгорания ГТУ. Поэтому представляется целесообразным детально исследовать процессы в модельных камерах сгорания с оптическим доступом в условиях, близких к натурным по температуре и давлению. Панорамные оптические методы диагностики потоков позволяют за довольно малое время получать массив экспериментальных данных о структуре течения, положении фронта пламени и характеристиках массопереноса, требуемых для верификации моделей численного расчета, а также выявлять особенности механизма стабилизации пламени.

Актуальность данного направления исследований обусловлена острой необходимостью создания и развития отечественной современной энергоэффективной газотурбинной техники, удовлетворяющей высоким экологическим требованиям. В настоящее время наиболее перспективной технологией, позволяющей снизить выбросы вредных веществ, является сжигание бедной топливовоздушной смеси (с избытком воздуха). Однако применение данной технологии сталкивается с рядом существенных проблем, без решения которых создание эффективного и надежного оборудования не представляется возможным. Пламя бедной смеси довольно сложно стабилизировать в широком диапазоне расходов, что необходимо для эффективной

работы в режимах, отличающихся от номинального. В камере сгорания могут возникать термоакустические явления, которые приводят к вибрационному горению, погасанию пламени или его проскоку внутрь горелочного устройства и разрушению конструктивных элементов камеры сгорания.

2. Методы и подходы

При разработке современных камер сгорания применяются методы численного моделирования процессов смесеобразования и горения как жидкого, так и газообразного топлива. При этом имеющихся вычислительных мощностей явно недостаточно для проведения достоверных расчетов с использованием современных вихреразрешающих методов. Поэтому на практике разработчики газотурбинного оборудования используют подходы, основанные на решении уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, в стационарной и нестационарной постановке. Для таких подходов требуется замыкание уравнений пере носа массы и импульса, поэтому крайне важно обосновать возможность применения градиентных моделей замыкания с использованием достоверных экспериментальных данных. Кроме того, довольно сложно прогнозировать возникновение нестационарных явлений, связанных с наличием крупномасштабных когерентных вихревых структур в потоке. Так, при организации закрученного течения в камере сгорания сложной конструкции ГТУ критически важны наличие и протяженность областей возвратного течения, а также структура течения вблизи стенок жаровой трубы.

Очевидно, что при существенных затратах времени на проведение детальных расчетов большую роль начинают играть экспериментальные исследования на упрощенных моделях камеры сгорания, отражающих важные особенности режимов подачи в нее топлива и воздуха, а также структуры течения. При использовании современных методов оптической панорамной диагностики потоков в единицу времени поступает большой массив экспериментальных данных о мгновенной структуре течения. Проведение таких экспериментов, безусловно, требует высокой квалификации специалистов и является довольно сложной задачей, но позволяет получить уникальную достоверную информацию, востребованную при проектировании реальных устройств.

Рис. 1. Фотография отсека для испытаний фронтовых устройств при повышенном давлении

3 Заключение

В данной работе представлен опыт по исследованию процессов распыла и горения топлива в камерах сгорания модельной и реалистичной геометрии с применением методов оптической диагностики многофазных и реагирующих течений. Приведены примеры передовых экспериментальных стендов, моделирующих течение и горение в камерах сгорания газотурбинного типа, указаны необходимые режимные параметры и используемые технические решения, позволяющие эффективно проводить измерения современными методами оптической диагностики. На рис.1, представлена фотография отсека с оптическим доступом для проведения испытаний фронтовых устройств при повышенном давлении, разработанного и созданного в ИТ СО РАН.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 19-79-30075, https://rscf.ru/project/19-79-30075/.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ГАЗОКАПЕЛЬНЫХ СМЕСЕЙ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК В ПК CADFLO

Г.Е. Думнов, А.В. Иванов, А.В. Муслаев, В.Ю. Стрельцов

ООО «ТС Интеграция», Москва

Мультифизичный программный комплекс CADFLO позволяет проводить 3D расчеты горения газовых и газокапельных топливных смесей в энергетических установках различного назначения. Приведено описание математической модели и примеры расчетов применительно к камерам сгорания двигательных установок.

MODELING OF COMBUSTION PROCESSES OF GAS-DROPLET MIXTURES IN ENGINE COMBUSTION CHAMBERS IN CADFLO

G.E. Dumnov, A.V. Ivanov, A.V. Muslaev, V.Yu. Streltsov

OOO "TS Integration", Moscow, Russia

The CADFLO multiphysics software package allows performing 3D calculations of combustion of gas and gas-droplet fuel mixtures in power plants for various purposes. A description of the mathematical model and examples of calculations applicable to combustion chambers of propulsion systems are presented.

1 Введение

Компьютерное моделирование сложных физико-химических процессов уже долгое время является важным инструментом при проектировании различных сложных технических устройств, в том числе – авиационных двигателей. Одна из задач связана с оптимизацией процессов горения топлива в камерах сгорания. Приведены основные особенности используемой математической модели горения и результаты расчетов процессов горения в камерах сгорания, полученные при использовании ПК CADFLO.

2 Математическая модель

Течение газофазной топливной смеси описывается системой уравнений, включающей: осредненные по Фавру уравнения Навье-Стокса, уравнение переноса полной энтальпии, уравнения K-E модели турбулентности и уравнения переноса химически реагирующих компонент [1].

Термодинамические свойства реагирующей газовой смеси описываются с помощью модели многокомпонентного идеального газа. Свойства реагентов и их продуктов сгорания рассчитываются для конкретной топливной смеси.

Предполагается, что горение происходит в газовой фазе, при смешении компонент топливной смеси. Процесс горения описывается одной необратимой брутто-реакцией, в которой исходные реагенты переходят в равновесные продукты сгорания. Подобный подход позволяет правильно учесть тепловой эффект и выход с конечной скоростью химической реакции на химическое равновесие, при сгорании топливной смеси, однако не воспроизводит более тонкие химические эффекты, например, задержку воспламенения.

Моделью допускается, что один из компонентов топливной смеси (чаще всего - горючее) может подаваться в зону горения в капельном виде, с последующим его испарением и переходом в газовую фазу. Для описания движения частиц в дисперсной фазе используется подход Лагранжа, с учетом сопротивления, испарения и изменения температуры капель. При этом учитывается обратное влияние дисперсной фазы на газовый поток.

Для расчета состояния одиночных капель в дисперсной фазе используется полуэмпирическая модель квазистационарного испарения капли, обтекаемой многокомпонентным газом в континуальном режиме [2]. Термодинамические свойства веществ в жидкой фазе определены на основе специальных справочников [3, 4] и баз данных, и согласованы с системой отсчета энтальпий для газовых компонент. В БД ПК CADFLO, помимо свойств однокомпонентных жидких горючих (метан, пропан, гептан, метанол и пр.), содержатся свойства керосинов (ТС-1, Т-8В, Т-6, JET-A), бензина и дизельного топлива.

Расчет горения в КС позволяет учесть особенности процесса смешения топливных компонент, а также сопряженный теплообмен со стенками камеры. Имеется возможность дополнить состав двухкомпонентной топливной смеси еще одним компонентом, представляющим второе горючее, второй окислитель, инертный компонент или вещество, играющее роль ингибитора.

Реализована возможность расчета равновесных концентраций основных компонент в продуктах сгорания и прогнозирования образования термического NO на базе механизма Зельдовича.

3 Примеры расчета

3.1 Моделирование горения газофазной топливной смеси в канале со стабилизатором пламени

Моделировался эксперимент, описанный в работе [5]. Изучался процесс стационарного горения предварительно перемешанной обедненной (коэффициент избытка окислителя ~1.7) метано-воздушной смеси в камере сгорания квадратного сечения (Рис. 1). На оси камеры был расположен стабилизатор пламени - усеченный конус на цилиндрическом держателе диаметром 20 мм. Диаметр основания конуса (D) 44.45 мм, угол раствора - 45°. Специальные устройства перед входом в камеру обеспечивали однородность потока и необходимый уровень турбулентных пульсаций.

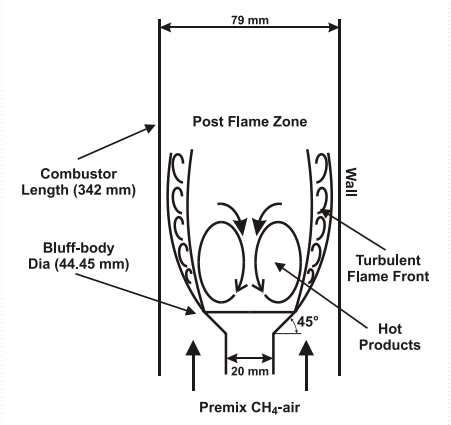


Рис. 1. Геометрия камеры сгорания и структура турбулентного пламени при его стабилизации за плохообтекаемым телом [5]

Температура топливной смеси на входе в камеру сгорания задавалась равной 300 К, давление 1 атм. Средняя скорость на входе составляла 15 м/с, а интенсивность турбулентных пульсаций 24%.

Начальное воспламенение топливной смеси осуществлялось путем ее принудительного кратковременного поджига за стабилизатором пламени.

Получено хорошее соответствие результатов расчета с экспериментальными данными (рис. 2-4).

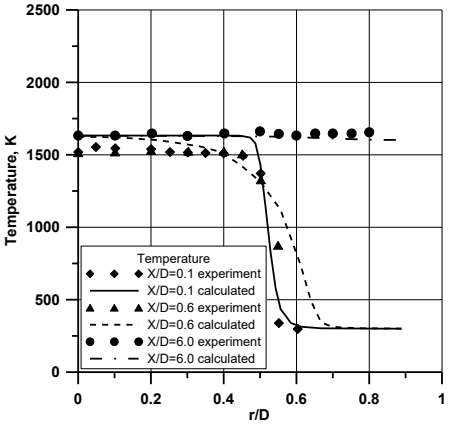


Рис. 2. Профили температуры, построенные на разных расстояниях от плоскости среза стабилизатора

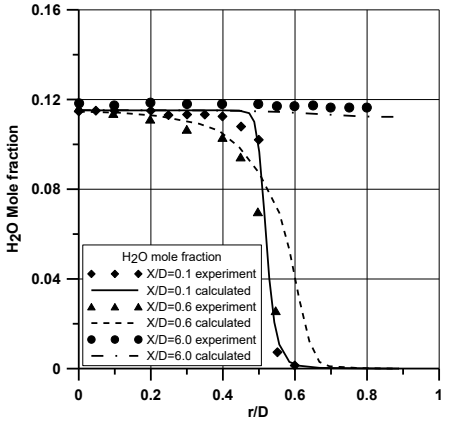


Рис. 3. Профили мольной доли паров воды, построенные на разных расстояниях от плоскости среза стабилизатора

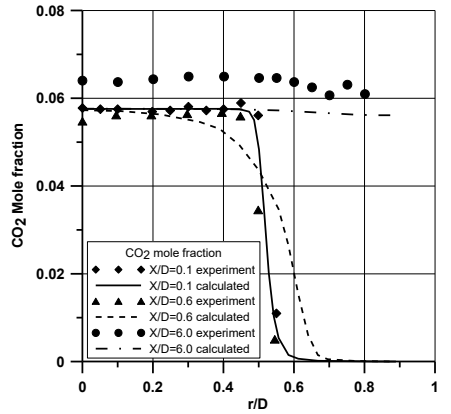


Рис. 4. Профили мольной доли двуокиси углерода, построенные на разных расстояниях от плоскости среза стабилизатора

3.2. Расчет испарения капель горючего в потоке подогретого воздуха

Проведено моделирование испарения капель нонана (C_9H_{20}) в условиях эксперимента [6]. Течение в экспериментальной установке формировалось за счет смешения двух коаксиальных потоков: предварительно нагретого потока воздуха и потока холодного воздуха с диспергированными каплями горючего. Диаметр капель варьировался в диапазоне D=100-110 микрон.

Схема экспериментальной установки представлена на рис. 5.

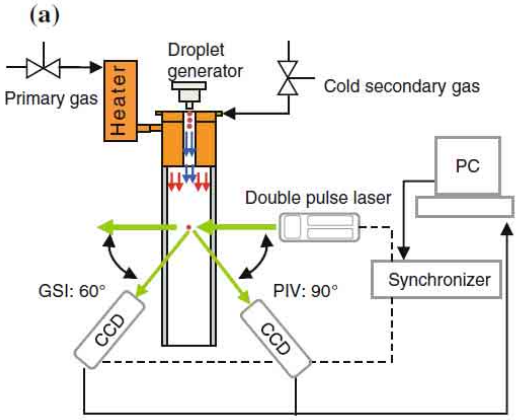


Рис. 5. Схема экспериментальной установки

Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными показаны на рис. 6-7.

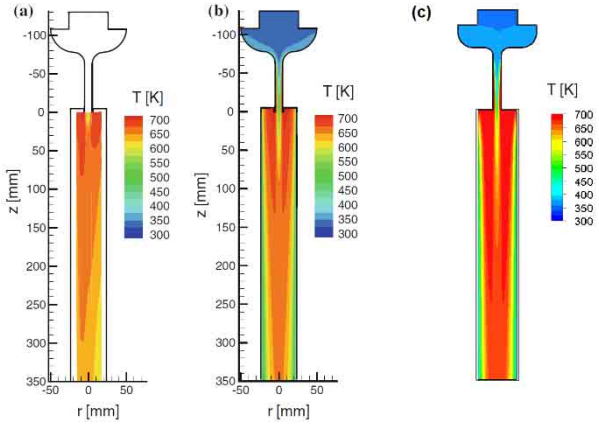


Рис. 6. Поле температуры горячего потока без капель: (а) экспериментальные данные, (б) расчет в DLR in-house code SPRAYSIM, (с) расчет в CADFlo для турбулентного режима течения

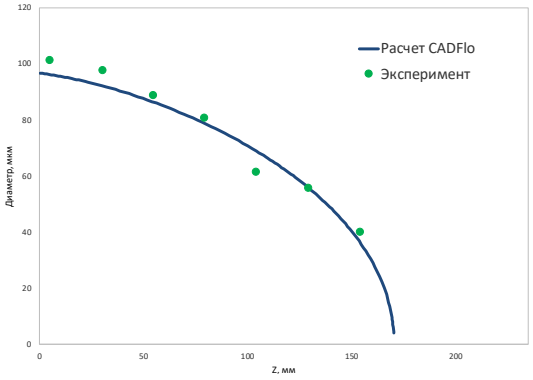


Рис. 7. Сравнение диаметра капель по длине трубы

3.3. Расчет течения в камере сгорания ДУ

Камера сгорания представляет собой сложную конструкцию, состоящую из перфорированных и сплошных стенок со множеством первичных и вторичных отверстий, через которые подается воздух для завес охлаждения и организации полного сгорания топлива.

Камера имеет периодическую структуру из 18 секторов, в каждом расположен один блок: завихритель/форсунка, четыре первичных и четыре вторичных отверстия для подачи воздуха (см. рис. 8-9). В соответствии с этим задача считалась в постановке с секторной периодичностью.

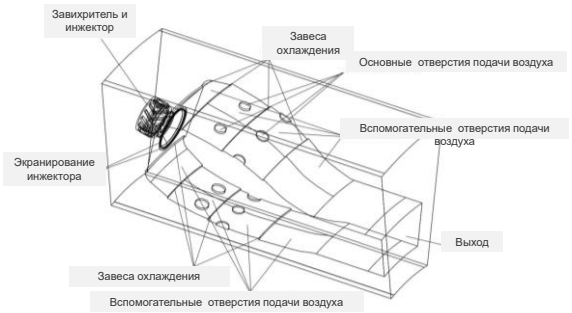


Рис. 8. Компоновка камеры сгорания

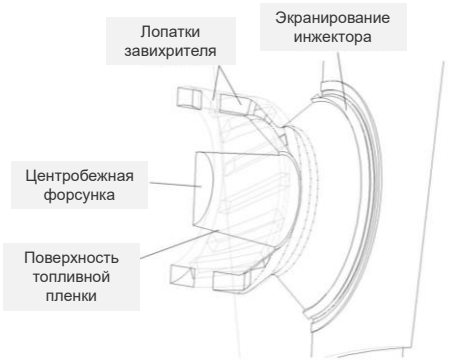


Рис. 9. Схема инжектора

Топливная смесь: Керосин Jet-A1/воздух. Суммарный расход воздуха в расчете на один сектор составляет 1.2285 кг/с. Параметры воздуха, поступающего в камеру сгорания после компрессора: P=21.4 Bar, T=744 K.

Топливо впрыскивается в виде капель в точках, расположенных в месте распада жидкой топливной пелены в непосредственной близости от внешней кромки форсунки (см. рис. 10). При задании начальных значений диаметров, температуры и скорости капель привлекались экспериментальные данные.

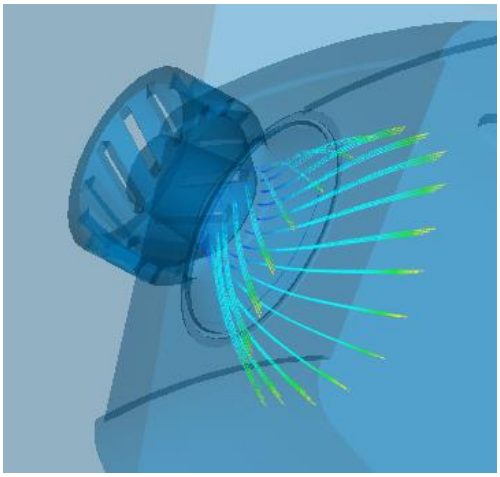


Рис. 10. Схема распыла и траектории капель топлива

Генерация расчетной сетки (рис. 11) проводилась в автоматическом режиме, с минимальными ручными настройками.

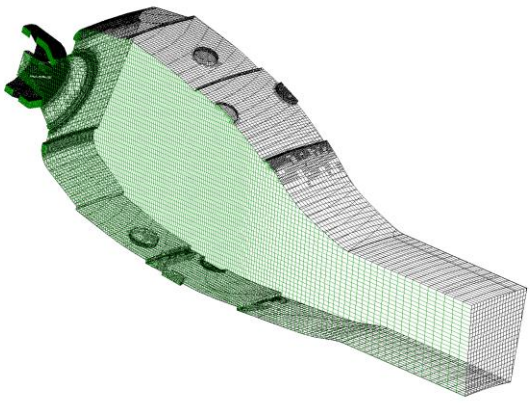


Рис. 11. Топология расчетной сетки

Рассчитанные поля температуры в продольном и поперечном сечениях камеры приведены на рис. 12.

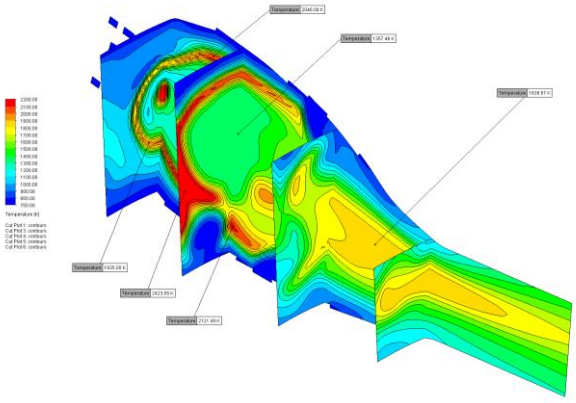


Рис. 12. Поле температур внутри камеры сгорания

Наблюдается сильная неоднородность температуры по ширине факела. Максимум температуры достигается в относительно тонком слое, где состав топливной смеси близок к стехиометрическому. В центральной части зоны горения температура существенно ниже. Воздушная завеса позволяет снизить температуру газа у стенок до T=1300-1400K, при максимальной температуре на выходе T=1780K.

4 Заключение

Реализованная в ПК CADFLO модель горения позволяет учесть многие важные факторы, составляющие сложный процесс горения, и может оказаться полезным инструментом при оптимизации ДУ.

Список использованных источников

[1] В.А. Волков, В.Н. Гаврилюк, В.Ю. Гидаспов и др. // Численное моделирование газокапельных реагирующих потоков в камерах сгорания двигательных установок. Математическое моделирование. 2005 г., том 17, номер 8, С. 46-60.

[2] Faeth G.M. Evaporation and combustion of sprays // Prog. Energy Combust. Sci., 1983, v.9, №1/2, p.1-76.

[3] Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А. и др. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М. «МАТИ» - Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского, 2001. 443 с.

[4] Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник/Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. – М.: Химия, 1985. 240 с.

[5] Nandula S.P., Pitz R.W., Barlow R.S. and Fiechtner G.J. Rayleigh/Raman/LIF Measurements in a Turbulent Lean Premixed Combustor //AIAA 96-0937, 34th Aero-space Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, January 15-18, 1996.

[6] Accurate analysis of multicomponent fuel spray evaporation in turbulent flow, Rauch, B., Calabria, R., Chiariello, F. et al, Experiments in Fluids 52, 935–948, 2012.

ПОВЫШЕНИЕ ГРАНИЦЫ БЕДНОГО СРЫВА ПЛАМЕНИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД С ПОМОЩЬЮ КОМБИНИРОВАННЫХ МОДЕЛЕЙ

И.А. Зубрилин[1], М.Эрнандэс Моралес[1], А.Ю. Кузнецов[1], Д.В. Якушкин[1], Н.И. Гураков[1], А.П. Хубулова[1]

[1] Самарский университет, Самара

В работе проведено определение характеристики срыва пламени в камере сгорания газотурбинного двигателя пассажирского самолета с использованием существующих полуэмпирических моделей. Проведена идентификация моделей на основе экспериментальных данных. С использованием методов вычислительной газовой динамики определены неизвестные параметры полуэмпирических моделей, такие как размеры и объем зоны обратных токов, количество испаренного топлива и т.д. В результате проведенной работы предложены конструктивные изменения форсуночного устройства, позволяющие повысить характеристику срыва пламени при сохранении других характеристик камеры сгорания.

INCREASING THE OF LEAN FLAME BLOWOUT LIMITS IN AN AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER USING HYBRID MODELS

I.A. Zubrilin[1], M. Hernández Morales[1], A.Yu. Kuznetsov[1], D.V. Yakushkin[1], N.I. Gurakov[1], A.P. Khubulova[1]

[1] Samara National Research University, Samara, Russia

The work presents a determination of flame blowout characteristics in the combustion chamber of a gas turbine engine for passenger aircraft using existing semi-empirical models. The identification of these models was carried out based on experimental data. Computational fluid dynamics methods were employed to determine unknown parameters of the semi-empirical models, such as the size and volume of recirculation zones, amount of evaporated fuel, etc. As a result of this study, design modifications of the injector device have been proposed that allow improving the flame blowout characteristic while maintaining other combustion chamber characteristics.

1 Введение

Характеристика срыва пламени является одной из ключевых характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей различного назначения. Она отражает запас устойчивости работы камеры сгорания против срыва пламени на разных режимах эксплуатации двигателя. Наиболее склонны к срыву пламени пониженные режимы работы двигателя: земной малый газ, снижение. Обеспечение срывной характеристики осуществляется преимущественно за счет конфигурации форсуночных устройств и зоны горения. Поэтому формировать мероприятия по обеспечению характеристики срыва пламени необходимо еще на этапе проектирования камеры сгорания.

На сегодняшний день существует достаточное количество работ, посвященных формированию полуэмпирических моделей для расчета характеристики срыва пламени. Среди таких работ можно выделить работы Мингазова [1,2], Кныша [3], Лефевра [4], Григорьева [5] и других отечественных и зарубежных авторов. Эти модели позволяют эффективно оценивать риски срыва пламени, однако расширение области их применимости возможно путём привлечения численного моделирования методами вычислительной гидродинамики (CFD). Поскольку детальное моделирование процесса срыва пламени требует значительных ресурсов (особенно в трёхмерной нестационарной постановке), целесообразно применять комбинированный подход, сочетающий эмпирические зависимости и CFD-моделирование.

Таким образом, цель настоящей работы заключается в совершенствовании конструкций камеры сгорания газотурбинного двигателя методом комбинированного подхода, направленного на повышение её способности

противостоять срыву пламени при обеднённой смеси топлива и воздуха.

2 Постановка задачи

Исследуемая камера сгорания кольцевая, имеет два ряда форсуночных устройств с одной топливной форсунки и двумя воздушными завихрителями в каждом. Форсунка является пневматической: топливо подается на пленкообразующую поверхность, где оно распыляется вследствие воздействия двух взаимодействующих закрученных воздушных потоков.

Исследуемый режим работы – земной малый газ, характеризуется пониженным расходом топлива, давлением и температурой на входе в камеру сгорания, что ухудшает условия стабилизации пламени.

Повышение границы по бедному срыву пламени необходимо с минимальными изменениями конструкции для сохранения характеристик камеры сгорания на других режимах работы двигателя. Поэтому изменения должны быть ограничены воздушными завихрителями и другими элементами проточной части форсуночных устройств с последующей оценкой влияния выбранных конструктивных решений на крейсерском режиме работы двигателя.

На начальном этапе были использованы экспериментальные данные для идентификации полуэмпирических моделей срыва пламени, полученных как на лабораторных стендах, так и непосредственно на исследуемой камере сгорания. Было проанализировано восемь общепринятых критериальных выражений, дополненных несколькими собственными разработками.

Для оценки предлагаемых конструктивных решений было проведено численное моделирование процессов горения в стационарной постановке для выбранного режима («земной малый газ»). Моделирование позволило определить ключевые переменные полуэмпирических моделей, такие как:

- Размеры зоны обратных токов,
- Время пребывания частиц в зоне обратных токов,
- Параметр формирования зоны обратных токов,
- Локальные коэффициенты избытка воздуха и др.

Отдельно изучалось влияние таких параметров, как коэффициент крутки воздушного потока, на устойчивость фронта пламени.

3 Результаты исследования

Идентификация моделей проводилась на 7 объектах – 2-х горелочных устройствах с одним топливным контуром, 2-х горелочных устройствах с двумя топливными контурами, 3-х камерах сгорания. В качестве топлива были использованы метан и керосин.

По итогам проведенного исследования выявлено, что подавляющее большинство существующих полуэмпирических моделей неспособно учитывать незначительные конструктивные изменения фронтовых устройств и жаровых труб. Такие модели подходят исключительно для предварительной оценки относительно простых конструкций с одним типом горения (гомогенного или диффузионного), при условии ориентации на внутренние зоны обратных токов либо на богато-бедные схемы, ориентированные на первичные зоны горения. Однако применение этих моделей к сложным конструкциям с двойным контуром подачи топлива, укороченной зоной горения и обеднённым составом смеси приводит не только к значительным количественным расхождениям, но и к качественным ошибкам расчетных результатов по сравнению с экспериментальными данными.

Перевод ряда формул в комбинированную постановку с применением метода вычислительной гидродинамики (CFD) обеспечил возможность учета всех конструктивных изменений, включая даже самые небольшие модификации, такие как смещение завихрителей вдоль каналов. На рисунке 1 показана одна из полученных таким образом моделей – критерий Bs Кныша.

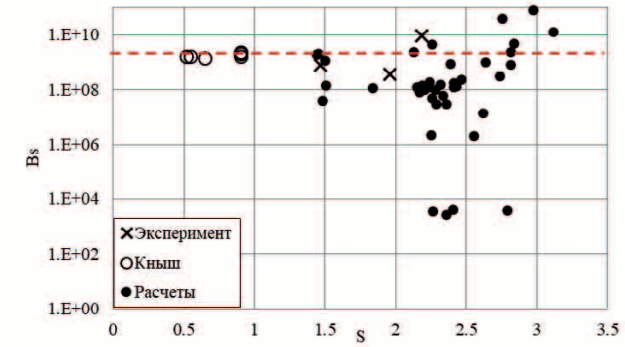


Рис. 1. Сравнение экспериментальных и расчетных данных с данными Кныша [3]

В данной работе, стабилизация определялась параметрами зоны обратных токов: время пребывания ТВС, температура, полнота сгорания, давление и т.д. Таким образом было предложено использовать для определения стабильности камеры сгорания параметр форсирования зоны обратных токов (рисунок 2).

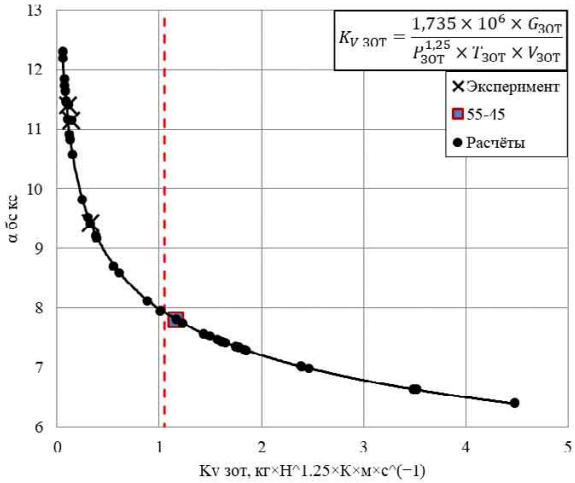


Рис. 2. График зависимости $\alpha_{\text{бс кс}} = f(K_{V\,\text{ЗОТ}})$ (пунктирной линией обозначены границы горения)

Данный подход согласуется с известными теориями стабилизации (тепловой, контактной, реакторной) и используется некоторыми из рассматриваемых авторов.

4 Заключение

В ходе работы проанализированы существующие модели бедного срыва пламени, использующие полуэмпирические подходы. Получено, что большинство известных подходов базируются на параметрах топливно-воздушной смеси (например, скорость пламени), характеристиках зоны обратных токов и газодинамических особенностях зоны горения, однако для их практического использования требуется использование методов вычислительной гидродинамики.

Для анализа срывных характеристик из опубликованных в открытых источниках подходах выбраны некоторые и разработаны два дополнительных, основанных на CFD-анализе. Эти методики были протестированы для широкого круга задач: уголковый стабилизатор, вихревые горелочные устройства, модельные камеры сгорания, камеры сгорания ГТД и ГТУ различного назначения.

На основании подробного анализа расчетных данных были установлены зависимости коэффициента бедного срыва пламени от ряда факторов: время пребывания в зоне обратных токов, $\tau_{ЗОТ}$, коэффициента избытка воздуха в зоне обратных токов на стабильном режиме работы $\alpha_{ЗОТ}$, коэффициента форсирования зоны обратных токов на стабильном режиме работы $K_{V\,ЗОТ}$, полноты сгорания в зоне обратных токов на стабильном режиме работы $\eta_{ЗОТ}$, числа крутки потока, расположения отверстий охлаждения жаровой трубы, размеров насадок на внутреннем завихрителе, наличия насадок на внешнем завихрителе и т.д.

Выявленные зависимости послужили основой для разработки новых конструктивных решений, направленных на увеличение пределов бедного срыва пламени. Данные решения успешно прошли проверку, подтвердив свою эффективность, в частности, на рабочем крейсерском режиме авиационного двигателя.

Список использованных источников

[1] Мингазов, Б. Г. Исследование устойчивости горения в камерах сгорания газоперекачивающего агрегата / Б. Г. Мингазов, Б. М. Осипов, И. А. Слободянский, В. Б. Явкин // Труды V Всероссийской научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» 5-7 октября 2004 г. / М-во образования и науки Рос. Федерации; Сам. гос. аэрокосм. ун-т; [Гл. ред. С. В. Лукачев]. – Самара: СГАУ, 2004. – Вып. 5. – С. 121-129.

[2] Мингазов, Б. Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование и расчет. Изд-во: Казан. Гос. Техн.у-т, 2004.

[3] Кныш, Ю. А. О физической модели стабилизации пламени в закрученном потоке. Горение в потоке [Текст]: Межвузовский сборник.- 1982. С. 27-31.

[4] Lefebvre, A. H. Gas turbine combustion/ A. H. Lefebvre, D. R. Ballal . – CRC Press, 2010.

[5] Григорьев, А. В. Теория камеры сгорания/ А. В. Григорьев, В. А. Митрофанов, О. А. Рудаков, Н. Д. Саливон– СПб.: Наука, 2010. – 228 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДЕТОНАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ В ФОРСАЖНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

С.М. Фролов[1], В.С. Иванов[1], М.Ю. Вовк[2]
[1] ФИЦ ХФ РАН, Москва,
[2] ПАО «ОДК-УМПО» филиал ОКБ им. А.Люльки, Москва

Представлены результаты испытаний форсажных камер сгорания с управляемым непрерывно-детонационным (спиновым) горением авиационного керосина. Разработанная и испытанная детонационная камера сгорания имеет значительно более простую, технологичную и компактную конструкцию относительно форсажных камер сгорания традиционного исполнения. Зарегистрированы регулярные пульсации давления высокой амплитуды с крутыми фронтами и с характерной выделенной частотой, соответствующей тангенциальной скорости спиновой детонации 1300-1400 м/с. Измеренные тяговые характеристики разработанной детонационной форсажной камеры сгорания не менее чем на 30% превышают аналогичные значения при традиционной организации процесса сжигания горючего в форсажной камере сгорания.

DETONATION COMBUSTION IN AFTERBURNERS

S.M. Frolov[1], V.S. Ivanov[1], M.Yu. Vovk[2]

[1] N.N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics RAS, Moscow, Russia
[2] PJSC UEC-UMPO, Branch of A. Lyulka Design Bureau, Moscow, Russia

The results of afterburner tests with controlled continuous (spin)-detonative combustion of aviation kerosene are presented. The developed and tested detonation combustor has a significantly simpler, more technologically advanced and compact design compared to traditional afterburner combustors. Regular high-amplitude pressure pulsations with fronts and a characteristic frequency corresponding to a tangential detonation velocity of 1300-1400 m/s were recorded. The measured thrust characteristics of the developed detonation afterburner exceed the corresponding values with conventional combustion process in the afterburner combustor by at least 30%.

В [1–3] представлено экспериментальное доказательство энергоэффективности детонационного цикла Зельдовича применительно к жидкостным ракетным двигателям (ЖРД). Показано, что при переходе от дефлаграционного горения топливных компонентов к детонационному, удельный импульс тяги ЖРД увеличивается на 7–8% при прочих равных условиях [1, 2]. Более того, в детонационном ЖРД одинаковый по значению удельный импульс тяги получается при вдвое меньшем давлении в камере сгорания, чем в ЖРД на обычном горении, что позволяет улучшить массогабаритные характеристики турбонасосного агрегата [3]. Цель данного исследования заключалась в экспериментальном доказательстве энергоэффективности цикла Зельдовича применительно к воздушно-реактивным двигателям, работающим на штатном авиационном керосине ТС-1.

В работе представлены результаты испытаний форсажных камер сгорания с управляемым непрерывно-детонационным (спиновым) горением авиационного керосина. Работы проводились совместно с ОКБ им. А. Люльки на испытательной базе войсковой части №15650-16. Цель испытаний заключалась в определении условий возникновения непрерывно детонационного рабочего процесса в детонационной форсажной камере сгорания (ДФКС) в составе турбореактивного двигателя (ТРД) в одноконтурной и двухконтурной схемах, экспериментального определения тяговых характеристик таких установок, а также оценки влияния детонационной ударной волны на работу лопаточных машин турбореактивного двигателя.

Суммарно для двух схем проведено более 80 огневых испытаний, максимальная продолжительность устойчивого детонационного режима ДФКС составила до 30 с. Испытания проводились при работе ТРД на режимах 80 – 90 % максимальной тяги. Суммарный коэффициент избытка воздуха в ДФКС, рассчитанный по расходам воздуха и жидкого керосина, был близок к 1. В испытаниях зарегистрировано непрерывно-детонационное горение керосина с одной детонационной волной. Максимальное влияние детонационное горение керосина в ДФКС на лопаточные машины оказывало в одноконтурной схеме. Двухконтурная схема позволила практически полностью нивелировать это влияние. Разделение воздушных потоков в двухконтурной схеме позволило обеспечить устойчивую работу силовой установки при включении ДФКС на разных режимах работы двигателя и устойчивое тепловое состояние стенок ДФКС. На рисунке 1 показана работа ДФКС при режиме работы ТРД 90%.

Рис. 1. Работа ДФКС в составе двухконтурного ТРД.

Датчиками пульсаций давления зарегистрированы регулярные пульсации давления высокой амплитуды с крутыми фронтами и с характерной выделенной частотой, соответствующей тангенциальной скорости спиновой детонации 1300-1400 м/с. На рисунке 2 показаны характерные записи датчиков пульсаций давления при непрерывно-детонационном рабочем процессе в ДФКС с характерной треугольной формой сигнала давления и выделенной частотой пульсаций.

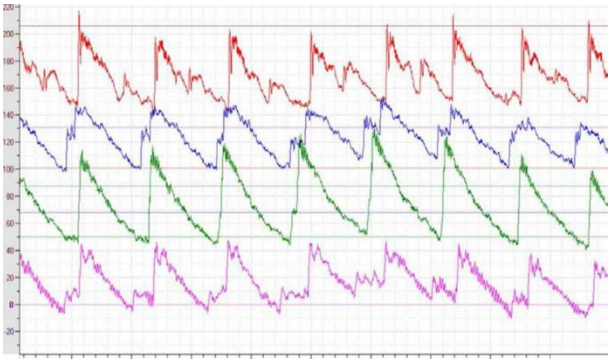


Рис. 2. Записи датчиков пульсаций давления при непрерывно-детонационном рабочем процессе в ДФКС.

Значительный дефицит скорости детонации (~30%) по отношению к ее термодинамическому значению (~1800 м/с) объясняется рядом причин. Во-первых, скорость детонации в двухфазной керосиновоздушной смеси определяется не суммарным, а местным составом смеси, которые могут существенно отличаться. Во-вторых, при вращении детонационной волны в кольцевом канале на ее скорость влияют такие факторы, как боковое расширение вверх и вниз по потоку, а также потери тепла и количества движения на стенках ДФКС. В-третьих, тангенциальная составляющая скорости детонации меньше ее нормальной составляющей.

Разработанная и испытанная ДФКС имеет значительно более простую, технологичную и компактную конструкцию относительно форсажных камер сгорания традиционного исполнения. Измеренные тяговые характеристики разработанной ДФКС не менее чем на 30% превышают аналогичные значении при традиционной организации процесса сжигания горючего в форсажной камере сгорания.

Список использованных источников

[27] Фролов С.М., Аксенов В.С., Гусев П.А., Иванов В.С., Медведев С.Н., Шамшин И.О. // ДАН. 2014. Т. 459. № 6. С. 711–716.

[28] Фролов С.М., Аксёнов В.С., Дубровский А.В., Иванов В.С., Шамшин И.О. Энергоэффективность непрерывнодетонационных камер сгорания // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117.

[29] Фролов С.М., Аксенов В.С., Иванов В.С., Медведев С.Н., Шамшин И.О., Яковлев Н.Н., Костенко И.И. Ракетный двигатель с непрерывно-детонационным горением топливной пары “природный газ–кислород” // ДАН. 2018. Т. 478. № 4. С. 429–433.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ МЕТАНО-ВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГТУ

Д.В. Идрисов[1], С.С. Матвеев[1], С.Г. Матвеев[1], Н.С. Ковалева[1]
[1] Самарский национальный исследовательский университет, Самара.

Аннотация: Ужесточение экологических норм по выбросам NOx требует совершенствования методов проектирования газотурбинных энергоустановок. Одним из эффективных способов снижения эмиссии является сжигание бедных топливовоздушных смесей, однако это повышает риск срыва пламени. Добавка водорода улучшает устойчивость горения, но может привести к проскоку пламени в горелочное устройство. В работе исследуются нестационарные процессы горения метано-водородных смесей с использованием численного моделирования. Разрабатывается модель на основе метода TFC, детальной химической кинетики и модифицированного presumed-PDF подхода для расчёта образования NO. Результаты позволят создать инструмент для проектирования низкоэмиссионных камер сгорания.

STUDY OF UNSTEADY COMBUSTION PROCESSES OF METHANE-HYDROGEN FUEL IN COMBUSTION CHAMBERS OF GAS TURBINES

D.V. Idrisov[1], S.S. Matveev[1], S.G. Matveev[1], N.S. Kovaleva[1]
[1] Samara National Research University, Samara, Russia

Annotation: The tightening of environmental standards for NOx emissions requires improvement of design methods for gas turbine power units. One effective way to reduce emissions is to burn poor fuel-air mixtures, but this increases the risk of flame stall. Addition of hydrogen improves combustion stability but can lead to flame slippage in the burner. In this paper, unsteady combustion processes of methane-hydrogen mixtures are investigated using numerical modeling. A model based on the TFC method, detailed chemical kinetics and a modified presumed-PDF approach for calculating NO formation is developed. The results will provide a tool for the design of low-emission combustion chambers.

1 Введение

Рациональное и эффективное использование природных ресурсов, а также снижение антропогенного воздействия на окружающую среду являются приоритетными задачами развития современной цивилизации. В обозримом будущем сжигание углеводородного топлива останется основным источником энергии, особенно в сложных технических устройствах, где требуется высокая надёжность и эффективность, например, авиационных двигателях, газовых турбинах, двигателях внутреннего сгорания и других энергетических установках. В то же время опасения относительно запасов ископаемого топлива, а также негативное влияние отдельных компонентов продуктов сгорания на состояние окружающей среды и изменение климата создают необходимость в разработке технологий эффективного низкоэмиссионного сжигания традиционного и возобновляемого альтернативного топлива. Среди технологий, основанных на инновационных решениях, одну из ключевых ролей занимает применение в газовой промышленности инновационных водородосодержащих энергоносителей, производимых из природного газа и создающих эффективные направления экономии природного газа на базе отработанных промышленных технологий, процессов и катализаторов. В последние 10-15 лет отечественные и зарубежные газотурбинные фирмы ведут интенсивную работу по созданию камер сгорания с организацией сжигания предварительно перемешанных топливовоздушных смесей с коэффициентом избытка воздуха в зоне горения до 1,9-2,5. При внедрении этого способа сжигания в камерах сгорания практически всех ведущих газотурбинных фирм получены концентрации оксидов азота на рабочих режимах не выше 8-25 ppm. Однако при отработке и эксплуатации камер сгорания с сжиганием «бедных» гомогенных

топливовоздушных смесей возникают серьезные проблемы по обеспечению ее надежной эксплуатации и получения гарантированных показателей по вредным выбросам. Роль водородной компоненты в метано-водородном топливе - снять ограничения на состав топливно-воздушной смеси и повысить устойчивость горения «сверхбедных» смесей. Важно также то, что повышенное содержание водорода (до 40-44% об) в метано-водородном топливе позволяет снизить углеродный индекс топлива и уменьшить выбросы углекислого газа и других парниковых газов. С другой стороны, при проектировании устройств, предназначенных для сжигания водородосодержащего топлива, возникает проблема возникновения проскока пламени вверх по потоку. Данное явление образуется вследствие высоких значений скорости распространения пламени, топлив с высокой долей водорода.

Целью данной работы является повышение прогностической способности методики моделирования нестационарных процессов, проходящих в камере сгорания, при горении метан-водородных смесей, за счёт использования функций, описывающих скорость распространения пламени метан-водородных смесей с различной объёмной долей водорода

2 Численное моделирование

Геометрическая модель камеры сгорания выполнена на основе описанной ранее конструкции, состоит из: входного участка, в который подаётся подогретый воздух; коллектора для подготовки топливной смеси; завихрителя; жаровой трубы; конического насадка и выходного участка (рис. 1). На основе построенной геометрической модели сгенерирована дискретная (сеточная) модель проточной части со следующими параметрами: общее число ячеек - 5,6 млн.; количество призматических пограничных слоёв – 3; максимальное значение параметра скошенности элементов - 0,93. Максимальный линейный размер ячеек в зоне горения составлял не более 1 мм.

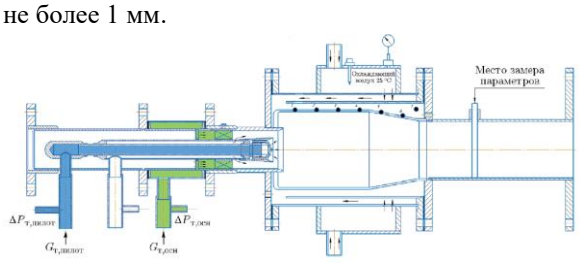


Рис. 1. Схема компоновки модельной камеры сгорания

При моделировании процесса горения в стационарной постановке использовалась модель турбулентности Reynolds Stress Model [1] в сочетании с моделью горения FGM [2], которая позволяет получить более близкие к экспериментальным данным результаты, чем при использовании других RANS-моделей турбулентности [3-5]. В качестве кинетического механизма используется модель Wang 2018 (48 компонентов и 308 реакций), которая была исследована в работе [6]. В качестве модели турбулентно-химического взаимодействия (TCI), использована модель Peters [7].

Для учёта изменения скорости распространения пламени метан-водородных смесей проведены расчёты её значений в программном модуле Chemkin по верифицированной методике, описанной в [8]. Расчёты значений скорости распространения ламинарного пламени проведены для метан-водородной смеси с содержанием водорода во всем диапазоне исследуемых режимов. Полученные зависимости сравнивались с рассчитанными значениями, полученными в ходе генерации PDF таблицы, сгенерированной в ANSYS Fluent.

Для верного описания нестационарных явлений, таких как проскок и срыв пламени использовался метод моделирования крупных вихрей (LES), для лучшего описания крупномасштабных пульсаций турбулентного потока, которые не описываются в стационарных подходах.

3 Результаты и обсуждение

Моделирование бедного срыва пламени проведено с использованием значений скорости распространения ламинарного пламени полученными в Chemkin и Fluent. Моделирование производилось при температуре воздуха на входе Тв=423 К и атмосферном давлении. Расход воздуха составил Gв=15 г/с, в качестве топлива использовалась метан-водородная смесь с долей водорода от 10 до 40% по объёму. В результате выявлено, что при увеличении доли водорода в топливе расширяется диапазон устойчивой работы по границе бедного срыва пламени. Получено, что добавка водорода по объёму на 80% приводит к расширению границ бедного срыва пламени в среднем на 50% по сравнению с природным газом,

но при этом возрастает вероятность проскока пламени.

При сравнении расчётных и экспериментальных зависимостей αср показано, что полученные при моделировании с использованием зависимостей SL рассчитанных в Fluent занижены относительно осреднённых экспериментальных значений в среднем на 20%. При этом значения αср полученные при моделировании с использованием зависимостей SL рассчитанных по верифицированной методике в Chemkin завышены относительно экспериментальных (погрешность не более 10%). Это объясняется более высокими значениями SL в области стехиометрии для данных составов топлива.

При горении метана значение коэффициента избытка воздуха (α) при проскоке составило 0.5, тогда как при горении чистого водорода – порядка 3.0. Таким образом, для обеспечения работы камер сгорания ГТУ, работающих при значениях коэффициента избытка воздуха 2–3, не рекомендуется применять топлива с добавкой водорода более 80% по объёму, при сохранении такой же температуры на выходе из камеры сгорания

4 Заключение

Исследования показали, что добавление водорода к метану расширяет пределы устойчивого горения, снижая нижний концентрационный предел воспламенения и повышая скорость распространения пламени. Однако при высоких концентрациях H_2 увеличивается риск срыва пламени в бедных смесях из-за роста критического градиента скорости. Эксперименты и расчеты подтвердили, что границы проскока пламени зависят от соотношения CH_4/H_2, давления и турбулентности потока. Оптимальное содержание водорода (10–30%) улучшает стабильность горения, но при превышении 50% резко возрастает вероятность проскока. Разработанные модели позволили уточнить критические параметры для камер сгорания ГТД, что важно для проектирования энергоустановок на метановодородном топливе.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-79-10205.

Список использованных источников

[1] B.E. Launder, G.J. Reece, W. Rodi. Progress in the development of a Reynolds-stress turbulence closure. Journal of fluid mechanics 68(3), pp. 537-566, (1975).

[2] Юн А.А., Крылов Б.А. Расчет и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе Fastest-3D [учеб. пособие для вузов по специальности "Авиац. двигатели и энергет. установки" и направления подгот. "Двигатели летат. аппаратов" Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - М. : Изд-во МАИ, 2007.

[3] N.I. Gurakov, I.A. Zubrilin, I.V. Chechet, V.M. Anisimov, S.S. Matveev, D.V. Idrisov, M.Y. Anisimov. Simulation of Pollutant Emissions in a Small-Sized Combustion Chamber With a Gas Fuel for Various Regime Modes. In: ASME 2019 Gas Turbine India Conference, (Chennai, American Society of Mechanical Engineers, 2019), Vol. 83532, pp. V002T04A023.

[4] I.A. Zubrilin, N. I. Gurakov, A.S. Semenikhin, O.V. Kolomzarov, S.G. Matveev, V.M. Anisimov. Simulation of CO Emission in Primary and Secondary Zone of a Small Gas Turbine Combustion Chamber Using CFD and Reactors Network. In: ASME 2019 Gas Turbine India Conference, (Chennai, American Society of Mechanical Engineers, 2019), Vol. 83532. pp. V002T04A017.

[5] R. Pandey, K. Agrawal. Development of a Numerical Tool for Studying Turbulent Fuel–air Mixing in Swirl-Based Gas Turbine Combustion Chambers. In: ICRACEM 2020, (Singapore, Springer Nature Singapore, 2022.), pp. 199-211.

[6] T. Wang, X. Zhang, J. Zhang, X. Hou. Automatic generation of a kinetic skeletal mechanism for methane-hydrogen blends with nitrogen chemistry. International Journal of Hydrogen Energy 43(6), pp. 3330-3341, (2018), DOI: https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.12.116.

[7] N. Peters. Turbulent Combustion. Cambridge University Press, Cambridge, England. 2000.

[8] Idrisov D. V. Idrisov, D. V., Matveev, S. S., Matveev, S. G., Gurakov, N. I., Popov, A. D., Litarova, A. A. Study of the normal speed of flame propagation of a methane-air mixture enriched with hydrogen and diluted with water vapor //Динамика и виброакустика. – 2023. – Т. 9. – №. 4. – С. 53-63.

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКЦИИ ТОРЦА ТОПЛИВНОЙ ФОРСУНКИ НА ИНТЕНСИВНОСТЬ НАГАРООБРАЗОВАНИЯ НА ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНКАХ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Каровецкий А.А., Мелузов Р.А.
АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

Выполнена оценка влияния конструкции кожуха топливной форсунки на интенсивность образования нагара. Рассмотрены способы снижения интенсивности нагарообразования. Проведены численные расчеты, подтверждающие эффективность предложенных мероприятий. Выполнено экспериментальное исследование разработанной конструкции.

THE INFLUENCE OF THE FUEL INJECTOR END FACE DESIGN ON THE INTENSITY OF CARBON FORMATION ON THE FUEL INJECTORS OF A GAS TURBINE ENGINE

A.A. Karovetskiy, R.A. Meluzov
JSC "UEC-Klimov", Saint-Petersburg

The influence of the fuel injector housing design on the intensity of carbon deposit formation was assessed. Methods for reducing the intensity of carbon formation are considered. Numerical calculations were carried out confirming the effectiveness of the proposed measures. An experimental study of the developed design was carried out.

1 Введение

Нагар на поверхностях жаровой трубы и на торцах топливных форсунок является неотъемлемым следствием работы узла камеры сгорания газотурбинного двигателя. Однако, в случае если нагарообразование имеет высокую интенсивность, оно становится серьезной проблемой, так как крупные отложения нагара сужают угол раскрытия топливного факела, нарушают его геометрию, приводят к неравномерному распределению топлива по факелу.

Настоящее исследование посвящено оценки влияния различных вариантов конструкции кожуха топливной форсунки на интенсивность образования нагара. Целью исследования являлось снижение интенсивности нагарообразования путём изменения конструкции только кожуха топливной форсунки – без изменения геометрии жаровой трубы и, в частности, фронтового устройства, без изменения параметров, характеризующих режим работы двигателя.

Объектом исследования являлась одноконтурная центробежная форсунка турбовального двигателя с камерой сгорания противоточного типа. Для снижения нагарообразования в форсунке реализован обдув торца воздухом.

Рассмотрены следующие способы снижения интенсивности нагарообразования:

– Изменение профиля торца форсунки;

– Введение полировки торца форсунки;

– Увеличение объема воздуха, направляемого на обдув торца форсунки;

– Введение перфорации на торце топливной форсунки.

Оценка эффективности мероприятий выполнялась путём визуального осмотра форсунок эндоскопом в ходе испытаний в составе двигателя, а также путём проливки форсунок на испытательном стенде АО «ОДК-Климов» после завершения испытаний двигателя.

В ходе испытаний топливных форсунок различных изделий на стендах АО «ОДК-Климов» выполняется контроль следующих гидравлических характеристик:

- Расход топлива через форсунку;
- Угол раскрытия топливного факела;
- Секторная неравномерность;
- Качество распыла (отсутствие жил);
- Отклонение оси топливного факела.

Расход замеряется массовым методом. Для контроля секторной неравномерности, угла раскрытия топливного факела и отклонения его оси используются испытательные установки, принципиальная схема которых изображена на рисунках 1 и 2. Расстояние от торца испытываемой форсунки фиксированное и равняется 30 мм. Все испытания проводятся на топливе керосин ТС-1 при одинаковой температуре топлива.

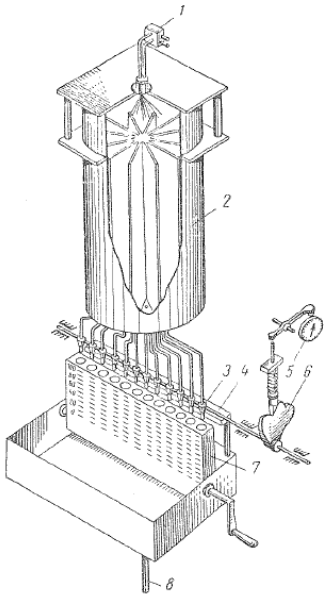


Рис. 1. Принципиальная схема стенда для испытания центробежных топливных форсунок

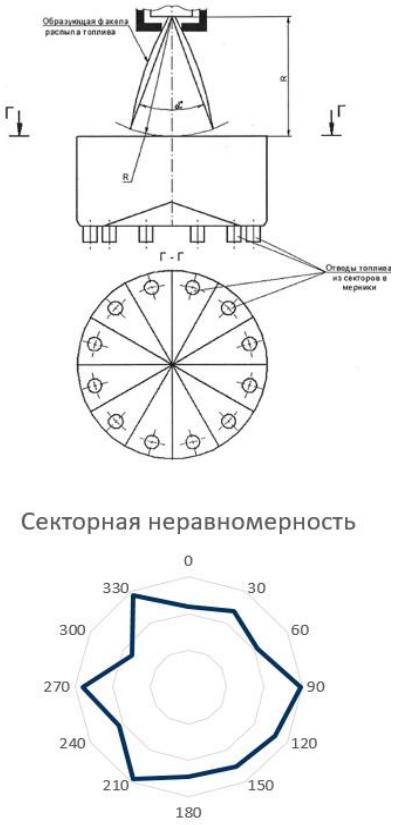
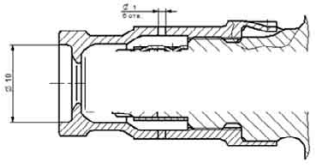
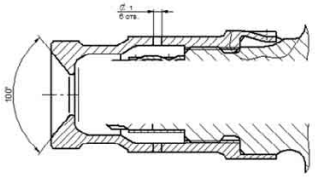


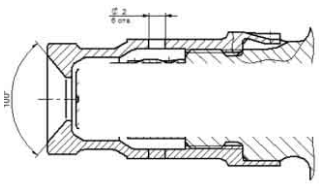
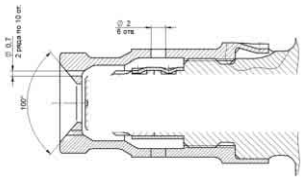
Рис. 2. Схема замера параметров при испытании топливной форсунки

2 Испытанные варианты конструкции

Описание внедрённых в конструкцию форсунки изменений и их влияние на нагарообразование на торцах топливной форсунки приведено в таблице 1.

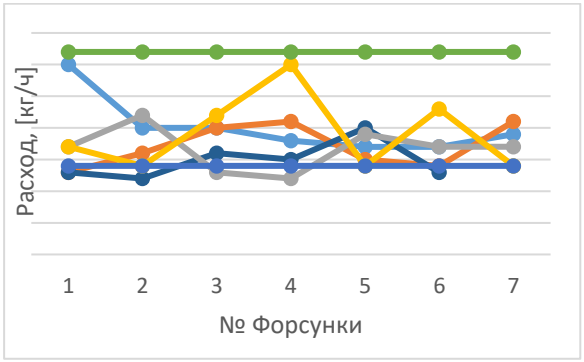
Таблица 1 – описание исследованных вариантов и достигнутый результат

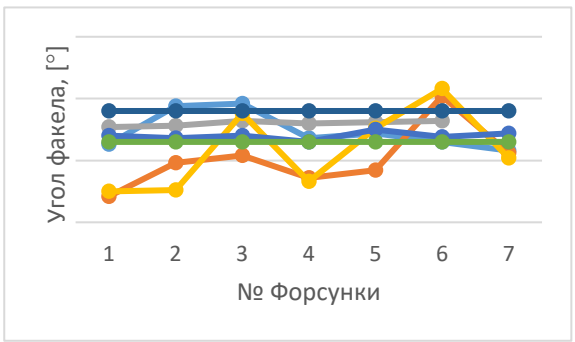
№	Конструктив	Описание изменения
1		-
2		Изменена форма торца форсунки
3	То же, что в варианте № 2	Введена полировка (Ra0,8) торца форсунки

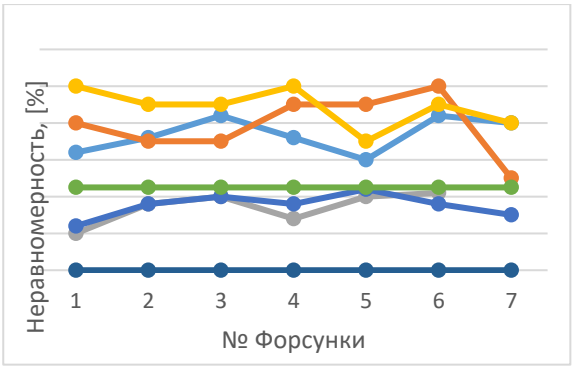
4		Увеличен диаметр отверстий для обдува торца форсунки (критическое сечение перенесено в охлаждающую щель)
5		Введена перфорация торца топливной форсунки; точка подачи топлива (срез сопла) смещена в сторону торца форсунки

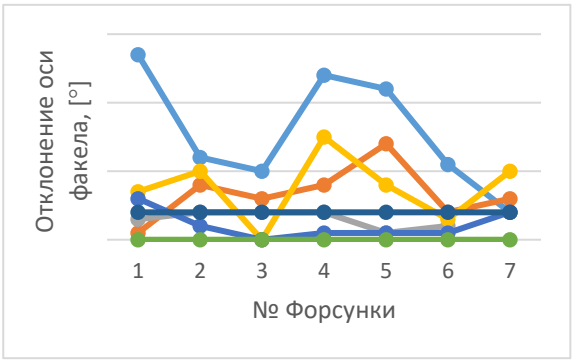
Для вариантов №1, №2, №3 изменения интенсивности нагарообразования не зафиксировано. Для варианта № 4 зафиксировано незначительное увеличение интенсивности нагарообразования. Для варианта № 5 зафиксировано резкое снижение интенсивности нагарообразования.

Сравнение фактических гидравлических характеристик форсунок, изготовленных в различном конструктиве и испытанных в составе двигателя, приведено на рисунке 3.









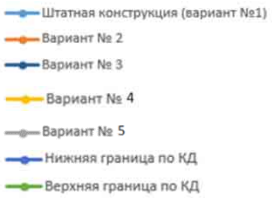


Рис. 3. Результаты контроля гидравлических характеристик форсунок

3 Причины высокой интенсивности нагарообразования

Причиной высокой интенсивности нагарообразования являлось попадание топлива на переходных режимах на нагретую поверхность кожуха форсунки, как показано на рисунке 4, в условиях отсутствия попадания на торцевую поверхность охлаждающего воздуха, что подтверждает результатами расчёта, как показано на рисунке 5 (сверху).

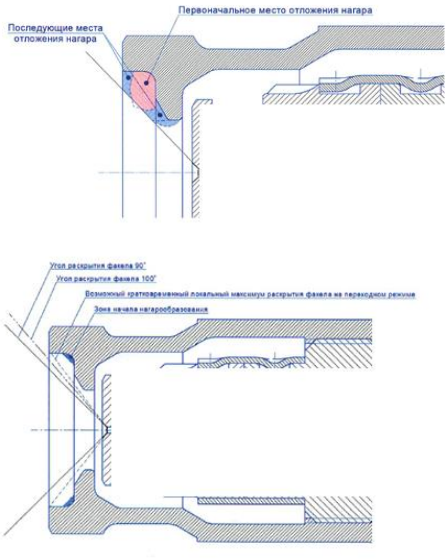


Рис. 4. Механизм возникновения нагара на торце топливной форсунки

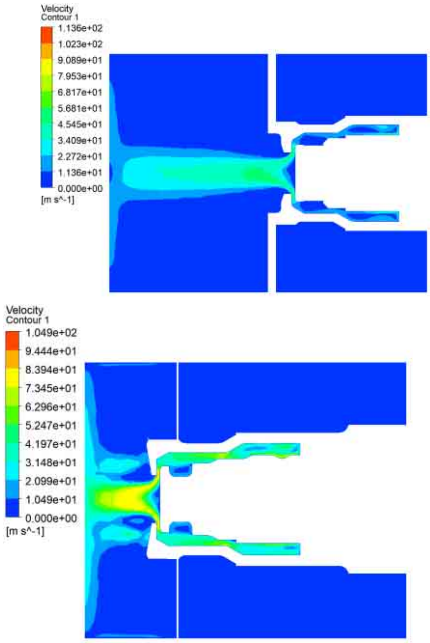


Рис. 5. Скорости течения в области торца форсунки для исходной конструкции (сверху) и для варианта №5 (снизу); оценка в модельной задаче

Введение отверстий на торце топливной форсунки позволяет повысить скорость в пристеночной зоне кожуха (см. рисунок 5, снизу), одновременно снижая температуру детали.

4 Заключение

Внедренное мероприятие позволило уменьшить интенсивность нагарообразования на торцах топливных форсунок, исключить влияние нагара на гидравлические характеристики топливных форсунок, обеспечить стабильность гидравлических характеристик форсунок в течение межремонтного ресурса двигателя.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В УСЛОВИЯХ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ТРДДФ

Е.Ю Марчуков[1], А.Н Мухин[1]., Б.Г Мингазов[2], Н.В Давыдов[2], К.В Каховский[1]
[1] ОКБ им «А. Люлька», Москва
[2] КНИТУ-КАИ им А.Н. Туполева, Казань

В работе рассмотрены вопросы организации горения в форсажной камере сгорания ТРДДф на струях воздуха второго контура. Исследуются плоские парные струи, вытекающие из сопел смесителя воздуха второго контура, которые создаются с помощью отражателей в виде-уголков, установленных против потока и по потоку, также в виде пластины Представлены экспериментальные данные по стабилизации пламени и полноте сгорания, за ними. Получено что при достаточно высоких скоростях потока из второго контура происходит стабилизация пламени на струях, при этом границы устойчивого горения и полнота сгорания зависят от соотношения скоростных напоров потоков, вытекающих из второго и первого контуров.

THE INVESTIGATION POSSIBILITY OF USING GAS DYNAMIC FLAME STABILIZATION IN THE CONDITIONS OF AN AFTERBURNER COMBUSTION ENGINE

Marchukov J.Y, Mukhin A.N., Mingazov B.G., Davidov N.V., Kakhovskiy K.V.
[1] Design bureau named after A. Lyulka, Moscow
[2] KSITY named after A. Tupolev.,Kazan

This paper presents the results of experimental studies of gas-dynamic flame stabilization in an experimental unit of an afterburner combustion chamber of an afterburning turbofan engine. A method for flame stabilization on the second duct airflow jets directed from mixer nozzles across the first duct flow has been investigated, thereby forming a flame stabilization zone. It has been established that with sufficient ratio values of the velocity pressures of the second and first ducts (more than 5), stable combustion of fuel supplied to the second duct jets is realized with high efficiency.

1 Введение

В настоящее время к форсажным камерам (ФК) сгорания предъявляются высокие требования в снижении гидравлических потерь, а также в уменьшении тепловой видимости. С этой точки зрения одним из перспективных направлений считается применение газодинамической стабилизации пламени [1, 2]. Однако необходимость использования сжатого воздуха, отбираемого из компрессора, снижает преимущества указанного метода организации горения в ФК. С другой стороны, в обоих контурах современных ТРДДф протекают достаточно высокоскоростные потоки воздуха и газа с различной температурой, при взаимодействии которых за смесителем, возможно, организовать зоны, благоприятные для стабилизации пламени [3]. Это возможно в связи с тем, что скоростной напор воздушного потока второго контура, с относительно низкой температурой по сравнению с газовым потоком первого контура, позволяет получить более высокие значения импульса струй, создающие зону циркуляции. Вследствие этого при направлении воздушного потока второго контура поперек газового потока первого контура образуется газодинамический экран. На рис. 1 показаны схемы реализации данного метода организации фронта пламени в ФК. Установка отражателей за соплами смесителя позволяют создать плоские парные струи, направленные поперек потока из внутреннего контура. В результате их взаимодействия зона циркуляции за отражателями увеличивается, что способствует созданию газодинамической стабилизации пламени и улучшению условий

сгорания топлива. Как видно из рисунка 1 в качестве отражателей потока могут служить уголки, установленные по потоку и против потока, а также пластины. Видно, что за струями и отражателем образуется ЗОТ, обеспечивающая возврат горячих продуктов сгорания к потоку свежей смеси на струях и стабилизацию пламени в потоке. Для оценки эффективности газодинамической стабилизации пламени используется газодинамический параметр равный соотношению скоростных напоров второго и первого контуров $q_v = \rho_2 W_2^2 / \rho_1 W_1^2$.

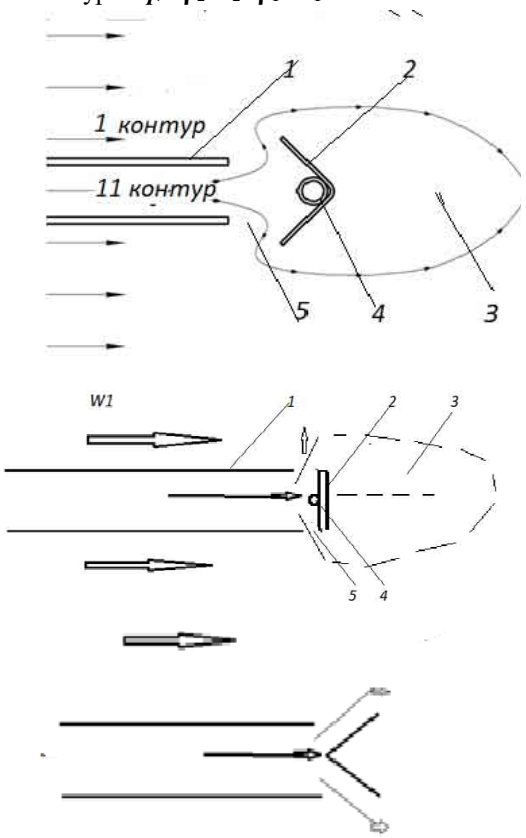


Рис. 1. Способы стабилизации пламени в форсажной камере сгорания ТРДДф

Согласно рис. 1 в модели форсажной камеры сгорания ТРДДф отражатели 2 устанавливаются поперек потока второго контура вблизи прямоугольных сопел 1 смесителя с образованием щелей 5. Воздух второго контура разделяется отражателем 2, направляется в щели 5, и вытекают в поток в виде парных плоских струй. За парными плоскими струями образуются зоны обратного течения 3, аналогичные зонам, образующимся в следе за плохообтекаемым телом, благодаря которым становится возможной стабилизация фронта пламени. Установка уголкового отражателя против потока обеспечивает направление струй под углом 45^0.к набегающему потоку, что согласно[2] способствует увеличению дально бойности струй и соответственно зоны циркуляции. Топливные форсунки 4, установленные перед отражателями 2. подают топливо непосредственно в парные плоские струи.

2 Стабилизация пламени и полнота сгорания.

С целью определения эффективности различных способов стабилизации пламени были проведены измерения границ бедного срыва пламени и полноты сгорания за тремя типами отражателей на двух значениях скорости потока первого контура W_1=50 м/с и 100 м/с и при различных скоростях набегающего потока второго контура W_2, что соответствовало изменению параметра q_v. Величина q_v оказывает влияние на скоростной напор струй и соответственно и на характеристики горения за стабилизаторами. С увеличением q_v возрастает дальнобойность парных струй и реализуется газодинамическая стабилизация пламени.

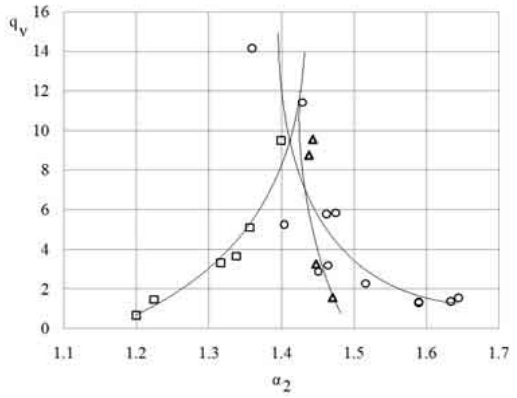


Рис. 2. – Зависимость границ бедного срыва пламени для стабилизаторов шириной 30 мм, установленных на расстоянии 15 мм от канала второго контура. Δ– отражатель уголковый, установленный по потоку, □ – отражатель уголковый, установленный против потока, ○ – плоский отражатель

На рисунке 2 представлены «бедные» срывные характеристики исследуемых вариантов стабилизации пламени при разных исходных условиях. Температура и скорость потока в первом контуре поддерживался на уровне 623 К и 50 м/с, тогда как во втором контуре температура потока соответствовала значению 423 К при этом скорость изменялась от 50 до 120 м/с, что соответствовало изменению параметра $\overline{q}'_v$ в пределах 1.5 до 12. При этом состав смеси в потоке формировался путем подачи топлива на расстоянии 2100 мм перед стабилизатором пламени, что практически обеспечивало испарение и смешение топлива с потоком

воздухом. Из анализа представленных кривых следует, что при малых значениях $\overline{q}'_{\text{v}}$ имеет место существенное расслоение характеристик: установка уголка против потока происходит сужение границы срыва пламени, тогда как установка уголка по потоку расширяет границы срыва, применение пластины способствует также расширению границ. Необходимо отметить, что одновременно меняется также и характер протекания указанных зависимостей. С увеличением скорости и соответственно $\overline{q}'_{\text{v}}$ и размеров зоны обратных токов, образуемых поперечными струями у уголка установленного против потока граница срыва пламени расширяется, за счет улучшения смесеобразования, т.е. происходит диффузионное горение смеси, которое по мере увеличения скорости истечения струи переходит в кинетическую область горения. При установке уголкового стабилизатора по потоку и плоского стабилизатора увеличение скорости потока способствует протеканию горения в кинетической области. С увеличением скорости W_2 до 120 м/с происходит смыкание характеристик у всех стабилизаторов в общую зависимость, что свидетельствует о горении смеси на парных поперечных струях.

Из проведенного анализа протекания срывных характеристик следует, что при достаточно высоких значениях импульса парных струй, т.е. высоких значениях скорости и плотности воздушного потока во втором контуре ($\overline{q}'_{\text{эф}}$ > 5.0) процесс стабилизации пламени определяется парными струями, направленными поперек потока первого контура, тогда как на режимах с малыми значениями q_v < 2.0 стабилизация пламени осуществляется только механическими отражателями (стабилизаторами) пламени.

Исследования полноты сгорания на этих же отражателях подтверждают вышесказанное. На рисунке 3 представлены полнотные характеристики для различных вариантов стабилизации пламени. Видно, что с увеличением скорости и соответственно q_v=5.76 характеристики при α = 1,0-1,1 группируются в общую зависимость и достигают значений ή = 0,98. С уменьшением скорости и соответственно q_v происходит некоторое расслоение характеристик для трех типов стабилизаторов пламени. Очевидно, что этот факт связан с дополнительным влиянием струйной стабилизации пламени. Полученные полнотные характеристики подтверждают, что использование воздушного потока второго контура для организации струйной стабилизации пламени возможно при обеспечении достаточно большого значения ($\overline{q_v}$ > 5.0).

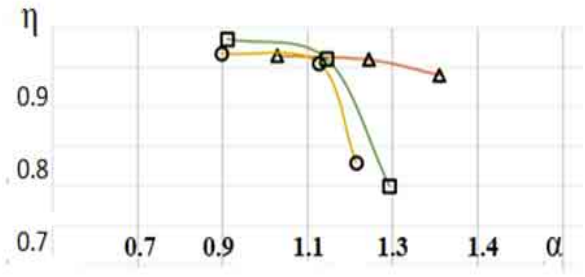


Рис. 3. Зависимость полноты сгорания топлива от состава смеси **α** для отражателей, установленных на расстоянии 15 мм от сопел смесителя второго контура и скорости W_2 =100 м/с (q_v = 5.76). ▲ –уголок, установленный по потоку, □ – уголок, установленный против потока, ○ – плоский отражатель

3 Заключение

1. Проведены экспериментальные исследования организации газодинамической стабилизации пламени в форсажной камере сгорания на струях второго контура ТРДДф;
2. Установлено, что газодинамическая стабилизация пламени осуществляется при соотношениях импульсов потоков второго и первого контуров q_v > 5.0;
3. При малых значениях q_v происходит стабилизация пламени за счет отражателей, работающих в качестве механических стабилизаторов пламени.

Список использованных источников

[1] Иноземцев А.А. Газотурбинные двигатели [Текст]/А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий - ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1202 с

[2]Костерин В.А. и др. Обобщение экспериментальных данных по пределам стабилизации пламени на струях. ИВУЗ "Авиационная техника", №3, 1968.

[3] Описание изобретения к патенту **ru (11) 2 784 569(13) c1 «**Форсажная камера сгорания двухконтурного турбореактивного двигателя и способ её работы.

О ВОЗМОЖНОСТИ КОНТРОЛЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ЭКЗОТЕРМИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ ИСПАРЯЮЩИМИСЯ КАПЛЯМИ

Н.М. Корценштейн[1]
[1] ОИВТ РАН, Москва

Представлены результаты численного моделирования температурного режима в смеси газа и испаряющихся капель воды в замкнутом теплоизолированном объеме при наличии в газе экзотермической реакции с температурной зависимостью константы скорости согласно закону Аррениуса. На основе моделирования с вариацией начальных значений температур газа и капель, массовой доли и радиуса капель прослежен переход от режима опережающего испарения капель к режиму опережающего протекания реакции. Определены условия, при которых опережающее испарение капель является единственным реализуемым режимом. В этом случае температура реагирующего газа может поддерживаться в заданных пределах за счет испарения капель. Указаны температурные ограничения при регулировании температуры сверху и снизу.

ON THE POSSIBILITY OF CONTROLLING THE TEMPERATURE REGIME OF EXOTHERMIC REACTION BY EVAPORATING DROPLETS

N.M. Kortseshtein
[1] JIHT RAS, Moscow, Russia

The results of numerical modeling of the temperature regime in a mixture of gas and evaporating water droplets in a closed heat-insulated volume in the presence of an exothermic reaction in the gas with temperature dependence of the rate constant according to Arrhenius' law are presented. On the basis of modeling with variation of initial values of gas and droplet temperatures, mass fraction and droplet radius, the transition from the mode of advancing droplet evaporation to the mode of advancing reaction has been traced. The conditions under which the advanced evaporation of droplets is the sole realized mode are determined. In this scenario, the temperature of the reacting gas can be maintained within designated limits by evaporating droplets. The temperature limitations of the temperature control from the top and bottom are specified.

1 Введение

Среди многочисленных направлений использования процесса испарения капель [1] можно выделить два из них, наиболее близких к теме данной работы. В первом - процесс испарения используется для быстрого охлаждения капель. В частности, при получении наночастиц методом LPSP (low-pressure spray pyrolysis) [2]. Во втором – процесс испарения капель используется для быстрого охлаждения несущего парогазового потока. Именно таким образом предлагается охлаждать продукты конверсии метана для предотвращения образования сажи [3]. Еще одно направление - стабилизация теплового режима технологического процесса [4], включающего экзотермическую стадию. В данной работе методами численного моделирования проанализирована возможность управления экзотермической реакцией впрыском в реакционный объем мелкодисперсных капель воды. Появление капель в реакционном объеме может проявиться по трем направлениям: 1. влияние поверхности капель на ход реакции; 2. влияние испаряющегося вещества (пара) на ход реакции; 3. влияние эндотермического процесса испарения на температуру газокапельной смеси и, как следствие, на ход реакции. В данной работе внимание уделено третьему направлению. Его значимость тем выше, чем больше отношение теплоты испарения к тепловому эффекту реакции. Были также приняты во внимание расчетные данные [5] по времени охлаждения газа испаряющимися каплями воды. Согласно [5], в зависимости от размеров капель и их массовой концентрации время охлаждения варьируется от

миллисекунд до секунд. При этом время протекания реакции меняется на порядки в зависимости от температуры.

2 Постановка задачи

Рассматривается облако неподвижных капель, равномерно распределенных в замкнутом теплоизолированном объеме, заполненном газом при наличии в газе экзотермической реакции с температурной зависимостью константы скорости согласно закону Аррениуса. Тепловыделение в ходе реакции приводит к росту температуры газовой фазы, а межфазный теплообмен и последующее испарение капель приводит к ее снижению. Искомой величиной является временной ход температуры газовой фазы при одновременном протекании реакции и испарении капель. Заданными величинами являются начальные значения температуры газа и капель, массовая доля и радиус капель.

Решение поставленной задачи основано на численном моделировании. Использованная математическая модель включает уравнения неразрывности и энергии для газа, пара и капель:

- массовая доля газа постоянна, а изменение массовых долей пара и капель, а также компонентов реакции связаны условиями баланса;
- в процессе охлаждения газа число капель не меняется, и для принятого монодисперсного распределения изменение массовой доли капель определяется изменением массы и радиуса одной капли с учетом стефановского течения;
- температура компонентов газовой фазы определяется интенсивностью тепловыделения в реакции и охлаждением при теплообмене с каплями;
- температура капель определяется интенсивностью процесса испарения капель и их нагревом при теплообмене с паром и газом.

Допущения, принятые в модели (быстрое выравнивание температур пара и газа в межмолекулярных столкновениях, что позволяет использовать для газовой фазы одно уравнение энергии; однородность температурного профиля внутри испаряющихся капель; квазистационарность процесса испарения капель) и соответствующие им временные ограничения проанализированы в предшествующей работе [3]. Подтверждена корректность их использования для капель с начальным радиусом ~ 10 - 100 мкм. Потенциальное влияние учета полидисперсного распределения капель оценено в [3] на основе сопоставления с литературными данными.

3 Результаты и обсуждение

Численное моделирование было использовано для анализа двух случаев:

1. Температурный режим в реагирующем газе при отсутствии капель;
2. Температурный режим в реагирующем газе при наличии испаряющихся капель.

Реагирующий газ при отсутствии капель

Для параметров экзотермической реакции были выбраны характерные значения [6]: Q_{ex} = 74000 Дж/кг, E=180000 Дж/моль, A=10^{13}с$^{-1}$. Теплоемкость реагентов моделировались свойствами азота. Варьируемой величиной являлась начальная температура газа T_g^0 . Получено решение уравнения энергии для газа, позволяющее определить время разогрева реагирующего газа до определенного уровня на начальной стадии реакции (при $\theta \ll 1$) в зависимости от начальной температуры газа:

$$\Delta t_r = \theta / k(T_g^0) \qquad (1)$$

Здесь $\theta = c_g \left(T_g - T_g^0\right) / Q_{ex}$.

Реагирующий газ при наличии капель

В рассматриваемом случае имеет место конкуренция двух процессов: экзотермической реакции в газовой фазе и эндотермического испарения капель. Можно предположить, что в зависимости от соотношения характерных времен протекания реакции Δt_r и процесса испарения Δt_{vap} реализуется один из трех сценариев: при $\Delta t_r \ll \Delta t_{vap}$ реакция успевает закончиться и нагреть газ до начала испарения, а затем испаряющиеся капли его охлаждают; при $\Delta t_r \gg \Delta t_{vap}$ капли успевают испариться и охладить практически не реагирующий газ, в котором затем начнется реакция; при $\Delta t_r \sim \Delta t_{vap}$ имеет место одновременное протекание обоих процессов и их взаимное влияние. Результаты вычисления величины $G = \Delta t_{vap} / \Delta t_r$ представлены на рис. 1. Величина Δt_r определялась согласно (1), величина Δt_{vap} определялась из численного решения системы уравнений задачи без учета тепловых эффектов реакции.

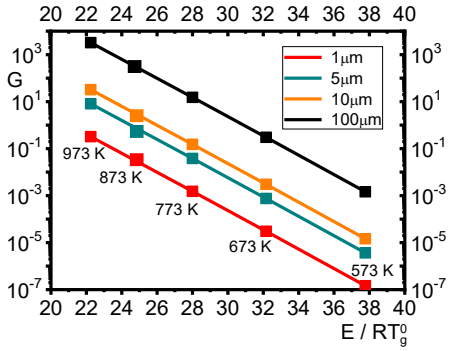


Рис. 1. Соотношение характерных времен испарения и реакции в зависимости от начальных значений температуры газа и радиуса капель. Числа возле символов соответствуют значениям начальной температуры газа T_g^0 при величине энергии активации E = 180000 Дж/моль.

Как видно из рис.1, при достаточно высоких температурах ($E/(RT_g^0) < 24$) возможна реализация всех трех сценариев при варьировании начального радиуса капель на два порядка. Напротив, при достаточно низких температурах ($E/(RT_g^0) > 32$) реализуется только сценарий опережающего испарения капель. Следовательно, в этом температурном интервале процесс испарения капель может быть использован для поддержания температуры реагирующего газа в заданных пределах, поскольку в этом случае время испарительного охлаждения газа существенно меньше времени разогрева газа вследствие протекания реакции.

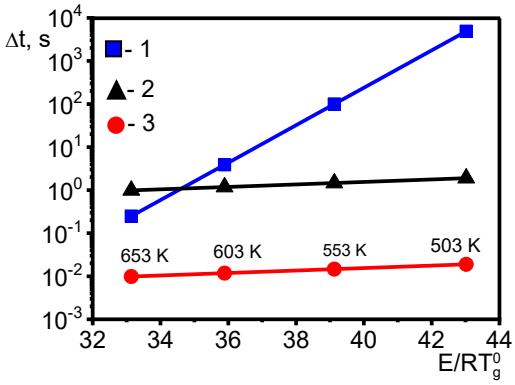


Рис. 2. Соотношение времен разогрева газа (1) и испарительного охлаждения в зависимости от начальных значений радиуса капель: 2 – 100мкм; 3-10мкм.

Как видно из рис. 2, обсуждаемый метод стабилизации температуры реагирующего газа имеет ограничение сверху, что связано с двумя обстоятельствами. Во-первых, повышение начальной температуры сокращает время существования газа в заданном температурном интервале и повышает требуемую частоту впрыска капель; во-вторых, повышение начальной температуры газа сближает времена разогрева и испарения. Увеличение начального радиуса капель смещает верхнюю температурную границу в область более низких температур.

4 Заключение

На основе численного моделирования в работе рассмотрен тепловой механизм взаимодействия экзотермической реакции и испаряющихся капель. Выяснено, что:

1. В области достаточно высоких начальных температур газа вариация начального радиуса капель и их массовой доли (соответственно, времени их испарения) при постоянной начальной температуре газа позволяет перейти от режима опережающего протекания реакции к режиму опережающего испарения капель.

2. В области достаточно низких начальных температур газа реализуется только режим опережающего испарения капель, что делает возможным режим термостатирования - поддержание температуры реагирующего газа в заданных пределах испаряющимися каплями.

3. Режим термостатирования имеет ограничения по температуре сверху и снизу.

4. Выводы, касающиеся взаимодействия процессов испарения и экзотермических реакций, в сочетании с определением верхнего и нижнего пределов регулирования температуры являются общими. В то же время учет таких факторов, как возможное влияние поверхности капель и испаряющегося вещества (пара), а также повышение давления за счет испарения капель на ход реакции, может быть предпринят только для конкретных реакций. Учет этих факторов станет предметом дальнейших исследований.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (госзадание № 075-00270-24-00

Список использованных источников

[1] Duyang Zang, Sujata Tarafdar, Yuri Yu.Tarasevich, Moutushi Dutta Choudhury, Tapati Dutta. Evaporation of a Droplet: From physics to applications, Physics Reports, 804 2019. 1-56.

[2] A. B. D. Nandiyanto, K. Okuyama., Progress in developing spray-drying methods for the

production of controlled morphology particles: From the nanometer to submicrometer size ranges Advanced Powder Technology, 22, 1-19 (2011).

[3] И.В. Деревич, А.Ю. Фокина, Инженерный журнал: наука и инновации, 8 (2013), URL: http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/hidden/886.html.

[4] Won Chan Park, Arvind Atreya, Howard R. Baum. Experimental and theoretical investigation of heat and mass transfer processes during wood pyrolysis // Combustion and Flame, 157 2010. 481- 494.

[5] N.M. Kortsenshtein, Gas Cooling in a Cloud of Evaporating Droplets // Colloid Journal, 2021, Vol. 83, No. 5, pp. 582–590

[6] A.L. Shevchenko, G.A. Sytchev, V.M. Zaichenko, The transition to energy efficient biomass torrefaction technology, Journal of Physics: Conference Series, **2096** (2021) 012082.

Влияние доли топлива в пилотном контуре на эксплуатационные и эмиссионные характеристики камеры сгорания газотурбинной установки

К.А. Вильямовский, М. Эрнандэс Моралес, А.П. Хубулова
А.Ю. Ткаченко, И.А.Зубрилин
Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва, Самара

В данной работе проведен ряд трехмерных расчетов, направленных на определение оптимального соотношения расходов топлива через основной и пилотный контуры для обеспечения минимальных индексов эмиссии вредных веществ и максимальной полноты сгорания топлива в камере сгорания газотурбинного двигателя.

The effect of the fuel part in the pilot circuit on the operational and emission Characteristics of the combustion chamber

K.A. Vilyamovskij, M.H. Morales, A.P. Khubulova
A.U. Tkachenko, I.A.Zubrilin
Samara National Research University, Samara

In this work, a number of three-dimensional calculations have been carried out aimed at determining the optimal ratio of fuel consumption through the main and pilot circuits to ensure minimum emission indices of harmful substances and maximum completeness of fuel combustion in the combustion chamber of a gas turbine engine. Also, based on the results of three-dimensional calculations, the optimal control law was obtained for three engine operating modes in a wide range of climatic conditions.

1 Введение

Современные тенденции развития энергетики требуют поиска решений, позволяющих сократить объемы выбросов CO и NOx, сохраняя при этом высокую энергоэффективность газотурбинных установок (ГТУ). Одним из ключевых направлений является совершенствование и разработка методов и технологий регулирования работы газотурбинных двигателей (ГТД), направленных на снижение эмиссии загрязняющих веществ без ущерба для их эксплуатационных характеристик, особенно в широком диапазоне климатических условий.

Экономичность ГТД напрямую зависит от полноты сгорания топлива, достигающей в современных двигателях 0,993–0,995. При этом, она оказывает значительное влияние на выбросы NOx, и её оптимизация тесно связана с контролем температуры пламени и равномерностью горения. В настоящее время, для снижения выбросов широко применяются в камерах сгорания (КС) бедные топливно-воздушные смеси, однако такие КС имеют достаточно узкий диапазон устойчивой работы по коэффициенту избытка воздуха α, существенно зависящего от температуры окружающей среды. Как указано в [1], оптимальной является температура на входе в двигатель 15°C, отклонение от которой может привести к увеличению выбросов CO и снижению полноты сгорания, особенно на низких режимах работы ГТУ. На основе [1] можно утверждать, что критически важно управлять профилем концентрации топлива в зоне горения за счет гибкого регулирования топливопитания, что может обеспечить широкий диапазон работы ГТД без дополнительных средств регулирования. Однако, стоит отметить, что даже при возможности гибкого управления профилем концентрации топлива в КС без системы управления регулированием расхода воздуха, поступающего в зону горения, невозможно создать работоспособный во всем климатическом диапазоне ($T_{вх}$ = -50…+45 °C) ГТД.

Работа горелки ГТУ GT13E2 фирмы Alstom на газовом топливе обеспечивается регулированием распределения топлива между пилотным и основным контурами. Такой подход гарантирует плавные и быстрые переходы между рабочими режимами, [2, 3].

Компанией Siemens разработана серия камер сгорания и ГУ образующих схему сухой низкой

эмиссии DLE (Dry Low Emissions). Она может гарантировать NOx < 25 ppmv (при 15% O2) при работе на природном газе [4], за счет использования обедненных топливовоздушных смесей и оптимизации процесса горения. Общим для всей серии является применение нескольких контуров подвода топлива со стабилизацией горения предварительно смешенной смеси в основном контуре с помощью пилотного.

В работе [5] описана двухконтурная топливная горелка, изготовленная аддитивным способом, позволяющая минимизировать выбросы NO_x и предотвратить нестабильность горения, включая проскок пламени, за счет распределения газообразного топлива между пилотным и основным контурами Однако процентное соотношение топлива между контурами не указано.

Настоящая работа направлена на определение оптимальных соотношений расхода топлива между пилотным и основным контурами газовой горелки КС для обеспечения максимальной полноты сгорания и минимальных индексов эмиссии NOx в КС при температурах воздуха на входе в ГТД от -50 до +45° для режимов работы ГТУ при постоянных оборотах газогенератора 7400 об/мин и мощностях 8 МВт и 9,6 МВт.

2 Сеточная модель и граничные условия

Сеточная модель КС (рис.1) была построена в программе вычислительной газовой динамики ANSYS Fluent Meshing 2021R2. Она состоит в зоне пограничного слоя из полиэдров, в объеме КС – гексаэдров. Метод построения сетки – «Watertight geometry». Минимальный и максимальный размеры элементов поверхностной сетки, составляют 0,25 и 5 мм соответственно, а объемной сетки – 0,25 и 2 мм соответственно. Степень роста соседних элементов поверхностной и объемной сеток равняется 1,2. Нормальный угол кривизны – 20°, количество ячеек в зазорах — 2, максимальная скошенность поверхностной сетки — 0,92. Объемная сетка включает 5 слоев в пограничном слое и 1 слой при переходе от призматических слоев к гексаэдрам. Метод построения пограничного слоя объемной сетки – «smooth transition», а минимальная ортогональность элементов сетки равна 0,007. Общее количество элементов сетки – 11,557 млн.

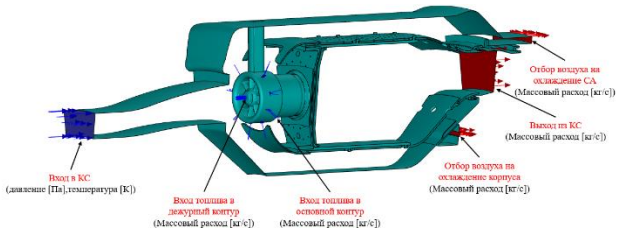


Рис. 1. Расположение и тип граничных условий моделируемой КС

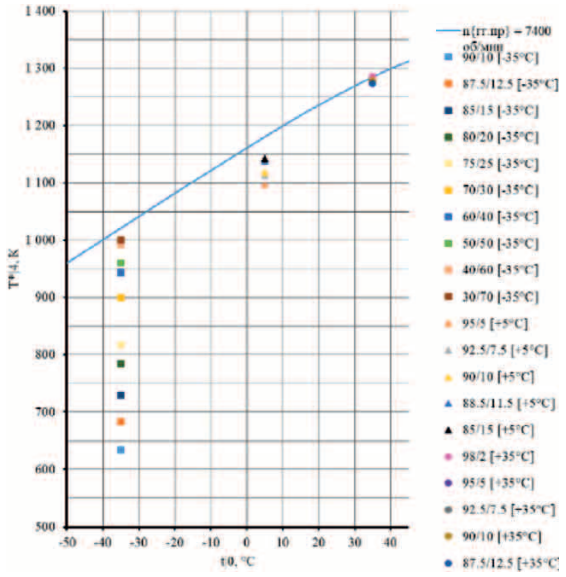
Граничные условия задавались на основе термогазодинамического (ТГД) расчёта, выполненного в среде концептуального проектирования газотурбинных силовых установок АСТРА–ГТД.

3 Результаты трехмерных расчетов

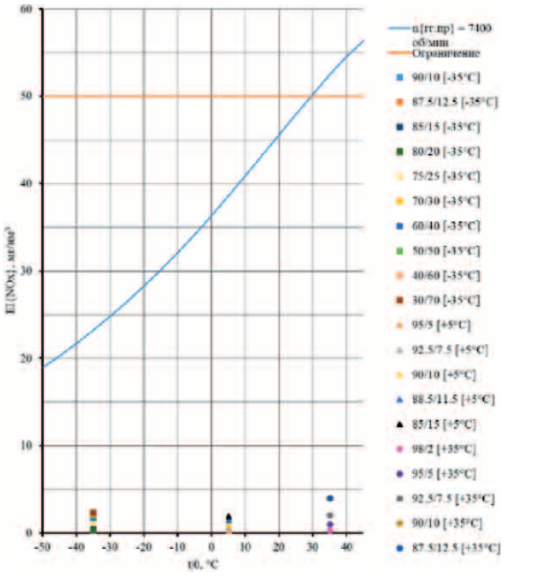
В результате проведения трёхмерных расчётов на основе описанной ранее модели КС получены зависимости, показанные на рисунках 2–7.

На графиках сплошными линиями представлены значения температуры (рис. 2(а), 3(а), 4(а)) и индексов эмиссии NOx (рис. 2(б), 3(б), 4(б)), определенные в ходе ТГД расчета, а точками — данные трёхмерного моделирования в зависимости от температуры на входе в двигатель и от соотношения расхода топлива между основным и пилотным контурами горелки. Всего выполнено 54 расчёта.

Анализ графиков показывает, что температура на выходе из камеры сгорания для всех рассматриваемых режимов приближается к значениям ТГД расчета с ростом температуры на входе в двигатель. Так же можно сделать вывод, что при температуре окружающей среды 35°, температура на выходе из КС, и полнота сгорания, менее зависимы от доли расхода топлива через пилотный контур, чем при -35 и 5°, что нельзя сказать про индексы эмиссии NOx, которые при данной температуре (35°) значительно повышаются для всех рассматриваемых режимов, кроме режима при постоянных оборотах, с ростом расхода топлива через пилотный контур. Кроме того, на всех режимах индексы эмиссии (в «сухих» продуктах сгорания при 0 °C и 0,1013 МПа, а также условной концентрации 15% O2) существенно ниже нормы, определяемой СТО Газпром 2-3.5-038, и отмеченной на графиках сплошной горизонтальной линией.



а)



б)

Рис. 2. Сравнение ТГД и CFD-расчётов при $n_{ГГ.пр}$ = 7400 об/мин для:
а) температуры на выходе из КС; б) EINOx

Стоит отметить, что наиболее проблемной, является работа ГТУ при температуре на входе в двигатель, равной -35°, особенно на режиме при постоянных оборотах (рис. 2). На этом режиме наблюдаются наименьшие значения температуры на выходе из КС по сравнению с другими режимами. А для достижения температуры 1000,41 К, требуется подача в КС 70% топлива через пилотный контур от общего расхода. Полнота сгорания при этом составляет 0,995. В качестве оптимальной доли расхода через пилотный контур для температуры на входе в двигатель -35°С при постоянных оборотах ГГ принимается 40%, поскольку в этом случае полнота сгорания согласуется с ТГД расчетом, а температура на выходе из КС откланяется в меньшую сторону на 7,58%. Доли расхода топлива через пилотный контур горелки, обеспечивающих оптимальный баланс между индексами эмиссии NOx и CO, а также, максимальное согласование значений температур и полноты сгорания, полученных из трехмерных расчетов с результатами ТГД расчета для данного режима представлены в таблице 1.

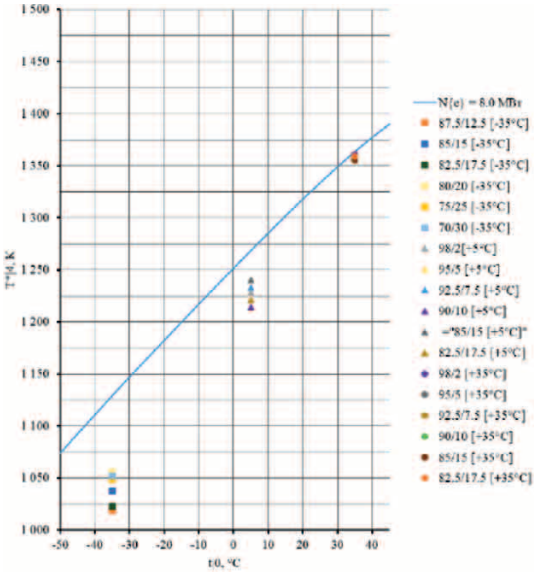
Таблица 1 – Доли расхода при $n_{ГГ.пр}$ = 7400 об/мин

t_0	-35	5	35
$G_{тдеж}$,%	15	7,5	2
EINOx, мг/нм^3	1,801	1,787	0,623
EICO, мг/нм^3	2,997	23,164	5,975
Полнота сгорания	0,979	0,990	0,997
T_4	1037	1232	1360

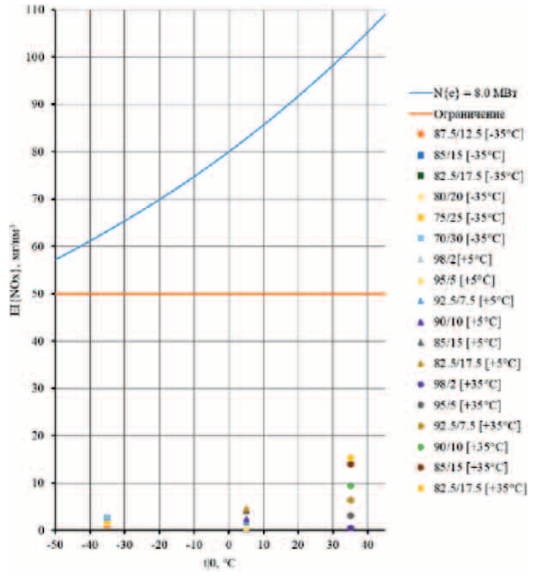
На режимах работы ГТУ при мощностях 8,0 и 9,6 МВт требуются значительно меньшие доли расходы топлива, подаваемые в КС через пилотный контур горелки (рис. 3, 4), при этом, по данным графикам, в качестве оптимальных были приняты доли, представленные в таблице 2.

Таблица 2 – Доли расхода при мощностях 8,0 и 9,6 МВт

N = 8,0 МВт			
t_0	-35	5	35
$G_{тдеж}$,%	10	2	5
EINOx, мг/нм^3	1,435	1,519	10,917
EICO, мг/нм^3	6,286	19,402	20,517
Полнота сгорания	0,982	0,996	0,996
T_4	1129	1340	1340
N = 9,6 МВт			
t_0	-35	5	35
$G_{тдеж}$,%	25	15	2
EINOx, мг/нм^3	1.087	1.857	0.281
EICO, мг/нм^3	0.098	9.030	17.045
Полнота сгорания	0.951	0.987	0.995
T_4	816	1142	1286

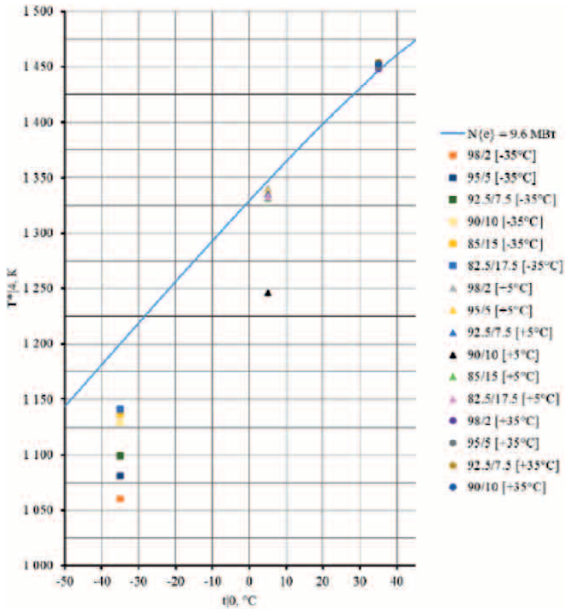


а)

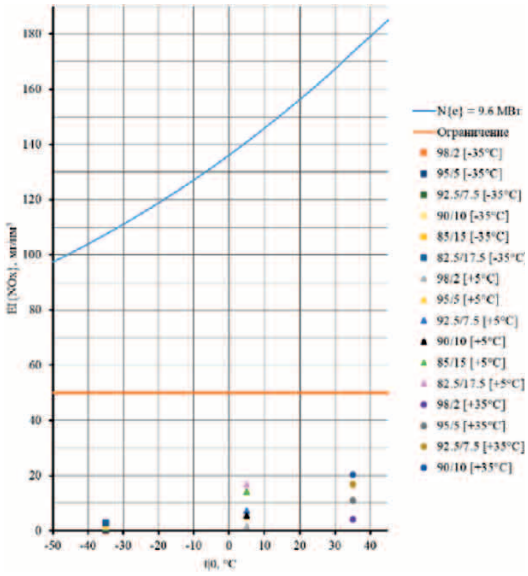


б)

Рис. 3. Сравнение ТГД и CFD-расчётов при N = 8,0 МВт для:
а) температуры на выходе из КС; б) EINOx



а)



б)

Рис. 4. Сравнение ТГД и CFD-расчётов при N = 9,6 МВт для:
а) температуры на выходе из КС; б) EINOx

4 Заключение

Результаты проведенных трехмерных расчетов позволили подтвердить сложность поддержания процесса горения в условиях низких температур на входе в двигатель ГТУ, а также определить, как изменяются основные эксплуатационные и эмиссионные характеристики КС, такие как температура на выходе, полнота сгорания и индексы эмиссии NOx, в зависимости от температуры окружающей среды (-35, +5 и +35°) и доли расхода топлива через пилотный контур горелки. Помимо этого, были определены

оптимальные доли расхода топлива через пилотный контур горелки, которые позволяют достичь максимальной полноты сгорания, а также, оптимального баланса между индексами эмиссии NOx и CO.

Результаты проведенной работы могут использованы для составления оптимального закона регулирования распределения топлива между пилотным и основным контуром горелки КС авиационного ГТД.

Список используемых источников

[1] А. Д. Нугуманов, А. М. Сипатов, В. А. Назукин. Использование мирового опыта регулирования газотурбинных двигателей (ГТД) с малоэмиссионной камерой сгорания (МЭКС) по режимам мощности и в климатическом диапазоне при создании МЭКС для ГТД разработки АО «ОДК-Авиадвигатель» // Вестн. Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. Аэрокосмическая техника. 2017. – Т. 50, № 3. С. 139-147.

[2] M.R. Bothien, D.A. Pennell, M. Zajadatz. On key features of the AEV burner engine implementation for operational flexibility // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2013. Turbine Technical Conference and Exposition. 2013. – V. 1B. – 9 p.

[3] M. Zajadatz [and others]. Development and implementation of the AEV burner for the Alstom GT13E2 // Proceedings of the ASME Turbo Expo 2012. Combustion, Fuels and Emissions. – 2012. – V. 2AB. – P. 351 – 360.

[4] K. J. Syed, E. Buchanan. The nature of NOx formation within an industrial gas turbine dry low emission combustor // Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – 2005. – V. 4725. – P. 11-18.

[5] V.V. Biryuk, I. Vorotyntsev, D.D Tyulkin, Y.I. Tsybizov. Development and prospects for the introduction of a low-emission combustion system for ground-based gas turbine engines and gas turbine units // Journal of Physics: Conference Series. – 2020. – V. 1652, № 1. – 15 p.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭМИССИИ ПОЛИЦИКЛИЧЕСКИХ АРОМАТИЧЕСКИХ УГЛЕВОДОРОДОВ КАМЕРАМИ СГОРАНИЯ ГТД

С.Г. Матвеев[1]
[1] Самарский университет им. Королева, Самара

Представлены результаты разработки метода численного моделирования эмиссии канцерогенных полициклических ароматических углеводородов (ПАУ) камерой сгорания ГТД. Предложены подходы комбинированного реакторного моделирования, когда результаты CFD-расчетов в нестационарной постановке методом крупных вихрей (LES) использовались для представления расчетной области совокупностью химических ректоров для кинетических вычислений синтеза ПАУ в одномерной постановке. Для валидации разработанного метода использовались данные по выбросу канцерогенного ПАУ бенз(а)пирена из камеры сгорания малоразмерного ГТД МД-120, полученные в стендовых условиях при коэффициенте избытка воздуха α = 3 - 6,5 и параметрах на входе T_K = 425 К и P_K = 0,1 МПа.

MODELING OF POLYCYCLIC AROMATIC HYDROCARBONS EMISSIONS FROM GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBERS

S.G. Matveev[1]
[1] Samara University, Samara, Russia

The article presents the results of the numerical simulation method development for emission of carcinogenic polycyclic aromatic hydrocarbons (PAH) from the GTE combustion chamber. The approaches of combined reactor simulation are proposed, when the results of CFD calculations in the non-stationary setting by the large eddy simulation method (LES) were used to represent the computational domain by a set of chemical reactors for kinetic calculations of PAH synthesis in the one-dimensional setting. For the validation of the developed method, the emission data of the carcinogenic PAH benzo(a)pyrene from the combustion chamber of the small-sized GTE MD-

1 Введение

Существенный вклад в загрязнение окружающей среды вносят двигатели транспортных систем и наземные энергетические установки. Авиация отличается тем, что эмиссия загрязняющих веществ происходит в верхних слоях атмосферы. Другой проблемой является загрязнение окружающей среды в районах аэропортов. Поэтому Международная организация гражданской авиации (ИКАО) ограничивает эмиссию CO, C_nH_m, NO_x и дыма (SN). В последние годы введены дополнительные нормы на выбросы нелетучих твердых частиц (nvPM) [1].

При сжигании топлива в камерах сгорания ГТД и ГТУ в качестве промежуточных веществ образуются различные углеводородные соединения, которые, могут выбрасываться с отработавшими газами в атмосферу в виде несгоревших углеводородов (C_nH_m), дыма (SN) или нелетучих твердых частиц (nvPM). Под несгоревшими углеводородами (C_nH_m) подразумевается целый спектр органических соединений, среди которых, как наиболее опасные, выделяют канцерогенные полициклические ароматические углеводороды (ПАУ) [2]. Кроме самостоятельной роли в загрязнении окружающей среды ПАУ занимают особое место, являясь промежуточными компонентами при формировании сажистых частиц (nvPM). Модели, описывающие прогнозирование эмиссии nvPM, в более упрощенной постановке базируются на расчётных значениях концентрации ацетилена (C_2H_2) в зоне горения, однако более продвинутые и точные методы включают механизмы синтеза ПАУ [3]. И наконец, ПАУ как большой класс соединений, присутствующих в детальных кинетических механизмах окисления авиационных топлив, обеспечивают адекватность моделей горения, применяемых в численных методах расчета рабочего процесса камер сгорания [4,5].

Таким образом, разработка прогностических моделей образования ПАУ и их эмиссии с

отработавшими газами является важной и актуальной задачей в решении проблемы создания экологически чистых высокоэффективных авиационных двигателей и энергетических установок. Существующие полуэмпирические модели определения содержания канцерогенных ПАУ в продуктах сгорания ограничены конкретными конструкциями камер сгорания и условиями их эксплуатации, включая используемое топливо [6,7]. Подобные модели не позволяют оценивать влияние химического состава топлива, в том числе различных добавок в традиционные авиационные керосины, а также перспективных альтернативных топлив на эмиссию ПАУ с продуктами сгорания. Поэтому развитие методов моделирования процессов образования ПАУ в камерах сгорания ГТД должно основываться на полноценных детальных кинических механизмах окисления углеводородных топлив в сочетании с численным моделированием турбулентных реагирующих потоков.

2 Обоснование модели численного расчета синтеза ПАУ в камере сгорания ГТД

Проблема моделирования синтеза ПАУ при сжигании авиационных керосинов и других углеводородных топлив заключается в необходимости применения кинетических механизмов окисления широкого спектра углеводородов с высокой степенью детализации, что приводит к формированию кинетических схем, включающих сотни компонентов и тысячи элементарных химических реакций [4,5]. При этом, многие пути синтеза ПАУ до конца не отработаны, а константы элементарных реакций определены с недостаточной степенью достоверности. Поэтому в настоящее время ведутся активные работы по дополнению и верификации кинетических моделей, в том числе с использованием современных высокоточных квантово-химических расчетов для исследования реакций синтеза ПАУ [8,9]. Применительно к исследованию процессов горения керосина марки ТС-1 в Самарском университете им. Королева разработана и валидирована кинетическая модель «А17» (374 вещества и 2719 элементарных реакций), способная описать механизмы синтеза ПАУ, в том числе наиболее сильного канцерогена бенз(а)пирена ($C_{20}H_{12}$) [5].

Использование детальных кинетических механизмов для описания процессов горения требует замены исходного многокомпонентного топлива (например, авиационного керосина) адекватной моделью, так называемым суррогатом керосина, состоящим из конечного числа конкретных углеводородов [5,10,11]. При этом, физико-химические свойства суррогата с одной стороны, должны максимально соответствовать реальному топливу, а с другой стороны, соответствовать перечню веществ, используемых в детальных кинетических механизмах. Анализ известных суррогатов авиационных керосинов марок Jet-A (или ТС-1) и последующее их применение для вычислений концентраций ПАУ (кинетический механизм «А17») в модельных пламёнах позволили отобрать два суррогата SU4 [5] и UM1 [11], обеспечивающих удовлетворительное согласование с экспериментальными данными. Эти суррогаты в дальнейшем использовались для моделирования рабочего процесса в камерах сгорания ГТД.

Экспериментальные исследования синтеза ПАУ при горении углеводородов показали, что интенсивность этих процессов существенным образом зависят от локальных составов ТВС, времени пребывания и пульсаций концентраций, определяемых турбулентными характеристиками реагирующих потоков [2]. Совокупность указанных выше проблем не позволяет решать задачу численного расчета синтеза ПАУ в камерах сгорания ГТД в рамках традиционных инженерных методов моделирования рабочего процесса в трехмерной постановке с использованием RANS подхода и применением простейшей модели керосина в виде однокомпонентного условного углеводорода. С другой стороны, применение прямого численного моделирования (DNS) или, как более простой альтернативы, метода крупных вихрей (LES), позволяющих более адекватно описывать турбулентные реагирующие потоки, в сочетании с детальными кинетическими схемами ограничены возможностями современных вычислительных комплексов. Решением данной проблемы могут является методики комбинированного моделирования, где численные расчеты газовой динамики в трехмерной LES постановке (CFD) с глубоко редуцированной химической кинетикой окисления керосина используют для представления расчетной области последовательностью химических реакторов (Chemical Reactor Network - CRN) с целью последующих вычислений с использованием полноценных кинетических схем, включающих

механизмы синтеза ПАУ. В работах [12,13] показано, что подобные комбинированные CFD/CRN модели могут быть эффективными при достаточной детализации реакторной модели и адекватном определении параметров реакторов.

Несмотря на наличие вышеуказанных перспективных моделей, описывающих детальные кинетические механизмы синтеза ПАУ, представляющих реальное топливо адекватным суррогатом керосина, а также реализующих комбинированные CFD/CRN вычисления, совокупное их применение для решения практической задачи определения эмиссии канцерогенных ПАУ камерами сгорания ГТД требует дальнейшей настойки и валидации по имеющимся экспериментальным данным [2,14].

3 Результаты моделирования эмиссии канцерогенных ПАУ камерой сгорания ГТД

Применительно к камере сгорания авиационного ГТД на первом этапе апробация предложенного метода произведена на индивидуальной модельной КС, прототипа серийного изделия, описание которой и результаты экспериментального определения эмиссии ПАУ изложены в работе [14]. В частности, для исследуемого режима (топливо – ТС-1, T_k = 423K, P_k = 99 кПа, λ_k = 0,20, α = 6,7) отборы проб показали, что содержание бенз(а)пирена и бенз(g,h,i)перилена в продуктах сгорания составляют 0,28 мг/м^3 и 0,62 мг/м^3. Результаты вычислений, полученные с использованием изложенных выше моделей, а именно: кинетическая модель «A17»; 4-х компонентный суррогат керосина UM1 (состав в мольных долях: н-додекан - 0,3844, изоцетан - 0,1484, метилциклогексан - 0,2336, толуол - 0,2336); предварительное CFD моделирование (модель горения – Flamelet Generated Manifold (FMG)) [16]; CRN моделирование с использованием программного продукта ANSYS Energico (25 реакторов PSR) [15] показывают хорошее согласование по уровню бенз(а)пирена (C = 0,25 мг/м^3) и завышенное значение по бенз(g,h,i)перилену (C = 5,7 мг/м^3).

На втором этапе, предложенный метод моделирования ПАУ применен при определении выбросов бенз(а)пирена из кольцевой камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя МД120, экспериментальные данные по которому позаимствованы из работы [2] для следующих режимов: T_k = 423K, P_k = 92 кПа, λ_k = 0,25, $\alpha_{кс}$ = 3 – 6,5. В данном случае, в отличие от предыдущего варианта, для расчетов применялся суррогат керосина SU4 (состав в мольных долях: н-декан – 0,4987; изоцетан – 0,1284; метилциклогексан – 0,1530; тетралин – 0,2199) и CRN моделирование с использованием программного продукта Fluent-CRN (1000 реакторов) [16]. При этом сформированная CRN модель дополнительно учитывала пульсации восстановленной концентрации топлива. Результаты вычислений индекса эмиссии бенз(а)пирена ($EI_{БП}$, мкг/кг топлива) в зависимости от коэффициента избытка воздуха в камере сгорания ($\alpha_{кс}$), представленные на рисунке 1, показывают на их удовлетворительное согласование с экспериментальными данными. Отклонение расчетных значений от графика, аппроксимирующего опытные данные не превышают 10%.

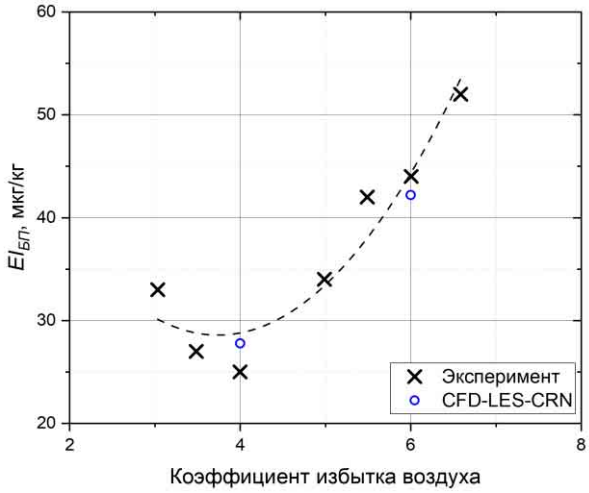


Рис. 1. Влияние коэффициента избытка воздуха на выбросы бенз(а)пирена из камеры сгорания газотурбинного двигателя МД-120

4 Заключение

Таким образом, представленные результаты разработки и апробации метода численного определения эмиссии полициклических ароматических углеводородов (ПАУ) показывают на удовлетворительную прогностическую способность модели по определению выбросов пяти кольцевого канцерогенного ПАУ бенз(а)пирена и несколько хуже для шести кольцевого ПАУ бенз(g,h,i)перилена. Последнее связано с необходимостью дополнительной настройки кинетического механизма «A17» для расчета более тяжелых ПАУ с числом колец более пяти. Перспективным является и дальнейшее формирование и валидация на реальных камерах сгорания ГТД расширенной до образования зародышей нелетучих твердых частиц (или

сажистых частиц) кинетической модели, а также совершенствование компонентного состава используемых суррогатов авиационного керосина. Автор выражает благодарность коллективу отделения процессов горения научно-образовательного центра газодинамических исследований Самарского университета им. Королева за поддержку и помощь в выполнении данной работы.

Список использованных источников

[1] Охрана окружающей среды: Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Том 2. Эмиссия авиационных двигателей / Международная организация гражданской авиации. Изд. 4-е. – Монреаль: ИКАО, 2017. – 194 с.

[2] Лукачев С.В., Горбатко А.А., Матвеев С.Г. Образование и выгорание бенз(а)пирена при сжигании углеводородных топлив. – М.: Машиностроение, 1999. – 153 с.

[3] Martin J.W., Salamanca M., Kraft M. Soot inception: Carbonaceous nanoparticle formation in flames // Progress in Energy and Combustion Science. – 2022. – Vol. 88, N. 100956. – P. 1 – 55.

[4] A new detailed kinetic model for surrogate fuels: C3MechV3.3 [Text] / S. Dong, S.W. Wagnon, L.P. Maffei et al. // Applications in Energy and Combustion Science. – 2022. – Vol. 9, N. 100043. – P. 1 – 16.

[5] Кинетическая модель и суррогат керосина для расчёта эмиссии канцерогенных углеводородов газотурбинными двигателями / Семенихин А.С., Идрисов Д.В., Чечет И.В., Матвеев С.Г., Лукачев С.В. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. –2022. – Т. 21, №.3. – С. 58 – 68.

[6] Грига А.Д., Иваницкий М.С. Определение содержания бенз(а)пирена в уходящих газах камеры сгорания газовой турбины // Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2014. – Т. 10, № 5. – С. 86 – 88.

[7] Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. – СПб.: Наука, 2010. – 228 с.

[8] Rate constants for H abstraction from benzo(a)pyrene and chrysene: A theoretical study / A.S. Semenikhin, A.S. Savchenkova, I.V. Chechet, S.G. Matveev, Z.Liu, M. Frenklach, A.M. Mebel // Physical Chemistry Chemical Physics. – 2017. – Vol. 19, Iss.37. – P. 25401 – 25413.

[9] Mechanism of E-bridge formation by various PAH molecules: A theoretical study / A.S. Savchenkova, A.S. Semenikhin, I.V. Chechet, S.G. Matveev, M. Frenklach, A.N. Morozov, A.M. Mebel // Chemical Physics Letters. – 2022. – Vol.799, N.139637. – 7 p.

[10] Матвеев С.Г. Разработка компонентного состава суррогата авиационного керосина для моделирования рабочего процесса камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. –2019. – Т. 18, №.1. – С. 78 – 87.

[11] Kim D., Martz J., Violi A. A surrogate for emulating the physical and chemical properties of conventional jet fuel // Combustion and Flame. – 2014. – Vol. 161, Iss. 6. – P. 1489 – 1498.

[12] Применение реакторных моделей для расчета эмиссионных характеристик диффузионных и гомогенных камер сгорания / Козлов В.Е., Лебедев А.В., Секундов А.Н., Старик А.М., Титова Н.С. // Экологический проблемы авиации: Сборник статей. – М.: Торус Пресс, 2010. – С.321 – 338.

[13] Кутлумухамедов А.Р., Скиба Д.В., Бакиров Ф.Г. Обзор работ, посвященных оценке выбросов монооксида углерода из камер сгорания газотурбинных двигателей по реакторной модели, разработанной на базе трехмерного моделирования // Вестник УГАТУ. – 2022. Т.26, № 1 (95). – С. 69 – 80.

[14] Образование канцерогенных полициклических ароматических углеводородов в модельной камере сгорания ГТД / Матвеев С.Г., Чечет И.В., Абрашкин В.Ю., Семёнов А.В. // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2013. – Т.15, №6. – С. 881 – 885.

[15] Energico 18.2. User Guide. – San Diego: ANSYS Inc., 2017.

[16] ANSYS Fluent 21.2. User Guide/ - Canonsburg, PA:ANSYS Inc., 2021.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВОДОРОДА В КАЧЕСТВЕ ТОПЛИВА ДЛЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И УСТАНОВОК

С.С. Матвеев[1], Д.В. Идрисов[1], С.Г. Матвеев[1], О.А. Ермаков[1]
[1] Самарский национальный исследовательский университет, Самара.

Ужесточение экологических норм выбросов для двигателей и энергоустановок повышает значимость разработки малоэмиссионных технологий сжигания. Цель данной работы – повышение эффективности проектирования мультитопливных горелочных устройств за счёт разработки методов численного моделирования. Проведено расчётно-экспериментальное исследование горения метано-водородных смесей и чистого водорода в горелочных устройствах КС газотурбинных двигателей. Оценен уровень эмиссии оксидов азота, отработана методика численного моделирования и выполнена валидация математической модели. Особое внимание уделено влиянию водорода на турбулентное горение и точность прогнозирования параметров сгорания с учётом изменений скорости распространения пламени и газодинамических критериев.

USE OF HYDROGEN AS A FUEL FOR GAS TURBINE ENGINES AND POWER PLANTS

S.S. Matveev[1], D.V. Idrisov[1], S.G. Matveev[1], O.A. Ermakov[1]
[1] Samara National Research University, Samara, Russia

The tightening of environmental emission standards for engines and power plants increases the importance of developing low-emission combustion technologies. The purpose of this work is to improve the efficiency of multi-fuel burner design through the development of numerical modeling methods. A computational-experimental study of combustion of methane-hydrogen mixtures and pure hydrogen in burner devices of gas turbine engine combustion chambers has been carried out. The level of nitrogen oxides emission has been estimated, the numerical modeling technique has been worked out and the validation of the mathematical model has been performed. Special attention is paid to the influence of hydrogen on turbulent combustion and to the accuracy of prediction of combustion parameters taking into account changes in the flame propagation velocity and gas dynamic criteria

1 Введение

Растущее энергопотребление в основном за счёт углеводородного топлива отражается на темпах глобального потепления и загрязнения окружающей среды. Для борьбы с этими глобальными угрозами ужесточаются международные нормы по содержанию вредных веществ в выбросах тепловых двигателей и энергогенерирующих установок. Экологический фактор существенно влияет на конкурентоспособность создаваемой продукции, и очевидное преимущество получат производители, которые имеют в своём активе перспективные разработки [1].

Одним из главных направлений исследований малоэмиссионного сжигания является интенсификация процессов воспламенения и обеспечение устойчивого горения бедных смесей различных топлив [2]. В этом плане, наиболее широкое распространение получили исследования эффекта от добавки водорода к топливу. Увеличение доли водорода в смеси с углеводородным топливом также является одним из решений экологических проблем уменьшения углеродного следа. Учитывая высокую стоимость экспериментальных исследований по доводке камер сгорания (КС), необходимость привлечения значительных материальных и временных ресурсов, а также низкую информативность и трудоемкость получения опытных данных для описания внутрикамерных процессов, значимым инструментом проектирования и доводки становятся современные программно-аппаратные комплексы моделирования рабочих процессов в КС [3]. Перспективные методы расчёта характеристик турбулентного горения углеводородных топлив основываются на совместном решении нестационарных уравнений газовой динамики и детальной химической кинетики. Добавление водорода значительно интенсифицирует процессы горения и утончает фронт пламени, поэтому стандартные параметры (нормальная скорость распространения пламени, газодинамические критерии подобия), заложенные в программных

комплексах для CFD моделирования уже не позволяют получить высокоточные прогнозы [4].

2 Исследование различных подходов и моделей горения традиционных и альтернативных видов топлива в реагирующих турбулентных течениях

В рамках работы были выполнены расчётно-экспериментальные исследования образования NOx при горении водорода в модельной камере сгорания с кластерным микрофакельным горелочным устройством [5]; исследование влияния значений нормальной скорости распространения пламени на устойчивость работы модельной камере сгорания при горении метан-водородных смесей [6], расчетно-экспериментальное исследование проскока пламени на модельном горелочном устройстве в закрученном потоке при горении метано-водородных смесей (МВС) с различной долей содержания водорода [7] и исследование влияния значений критериев подобия при горении МВС.

В ходе выполнения исследований по применению различных моделей турбулентности было установлено:

- подход RANS даёт менее точные результаты, особенно для пульсационных характеристик потока (например, среднеквадратичное отклонение по температуре, скорости), но требует в разы меньше вычислительных ресурсов, что делает целесообразным его использование для поиска оптимальных решений и предварительных расчётов различных конструктивных и режимных вариантов. При моделировании RANS наиболее близкие к экспериментальным данным результаты показали модели турбулентности k-e realizable и модель переноса Рейнольдсовых напряжений (Reynolds Stress model).

- подход LES для моделирования горения МВС является крайне затратным по времени расчета, однако, этот подход может быть использован для поверочного расчёта отдельных вариантов, с целью уточнения характеристик камеры сгорания. При сжигании метана, обогащённого водородом, наиболее часто используется подсеточная модель Смагоринского или её динамическая модификация.

- гибридные модели RANS-LES, например, модель k - ω SST-SAS, помогают обойти проблемы стабильности и времени расчета, связанные с LES. Показано, что модель k - ω SST-SAS согласуется с рядом различных экспериментальных данных, действительно способна улавливать сложные, зависящие от времени особенности.

Моделирование горения может быть осуществлено в рамках модели Flamelet Generated Manifold (FGM). Модель FGM использовалась в течение последних десятилетий, обеспечивая хорошие возможности прогнозирования для решения проблемы горения углеводородов и водорода. Наряду FGM с также хорошие результаты показывает модель утолщённого фронта пламени Thickened Flame. Модель утолщенного пламени, используется при моделировании LES подходом.

Одной из величин, характеризующих процесс горения в камере сгорания, является нормальная скорость распространения пламени (S_L), которая определяется, с одной стороны, химико-кинетическими механизмами протекания реакций окисления применяемого топлива (в данном исследовании: метано-водородного топлива), а с другой стороны, молекулярной диффузией промежуточных и конченых компонентов реагирующей системы. В большинстве программных продуктах CFD скорость пламени необходимо корректировать для моделирования горения МВС.

Предварительные валидационные расчёты модельных задач позволили определить какие из стандартных подходов, реализованных в коммерческих программных CFD кодах, в большей степени подходят для моделирования горения МВС как в диффузионном, так и в гомогенном режиме. Так, использование моделей турбулентности k-e realizable и RSM linear pressure strain в сочетании с моделью горения FGM позволяет получить более близкие к экспериментальным данным результаты, чем при использовании других RANS моделей турбулентности.

Численное исследование влияния турбулентного числа Шмидта на рабочий процесс в модельной камере сгорания показало, что зона высоких температур при числе $Sc_t = 0,7$ в несколько раз больше, чем при $Sc_t = 0,2$. Это особенно заметно в случае неравномерной подачи топлива между основным и дежурным контурами. Расчетные значения эмиссии NOx при $Sc_t = 0,7$ завышены относительно экспериментальных данных, а при $Sc_t = 0,2$ — наоборот, сильно занижены. Наиболее близкие к экспериментальным данным значения NOx получены при $Sc_t = 0,45$.

3 Заключение

В работе проведено расчётно-экспериментальное исследование горения метано-водородной смеси и водорода в различных горелочных устройствах камер сгорания газотурбинных двигателей, для оценки уровня эмиссии оксидов азота, а также отработки методики численного моделирования горения водорода и валидация разработанной математической модели.

Также, в рамках выполненных работ было проведено расчетно-экспериментальное исследование характеристик турбулентности и горения

традиционных и альтернативных видов топлива, в том числе с закруткой потока, на модельных установках. Определены границы применимости существующих моделей горения для различных режимов турбулентного горения. Рассмотрены влияния значений критериев подобия на образование зон с высокими температурами и эмиссии NOx. Также, исследовано влияние нормальной скорости распространения метано-водородного пламени на характеристики устойчивости пламени

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-79-10205.

Список использованных источников

[1] Митрова, Т. Водородная экономика – путь к низкоуглеродному развитию [Текст]/ Т. Митрова, Ю. Мельников, Д. Чугунов// Центр энергетики Московской школы управления СКОЛКОВО. – М., 2019. – 61 с

[2] Волков, С.А. Исследование путей обеспечения международных требований по эмиссии вредных веществ отечественными турбореактивными двухконтурными двигателями нового поколения [Текст]/ С.А. Волков, А.И. Ланшин// Экологические проблемы авиации/ Труды ЦИАМ. – М., 2010. – С. 283-290.

[3] Гольцев, В.Ф., Гомзякова И.И. Исследование влияния гомогенизации горючей смеси и давления на образование вредных веществ в камерах сгорания перспективных газотурбинных двигателей [Текст]/ В. Ф. Гольцев, И.И. Гомзякова// Экологические проблемы авиации / Труды ЦИАМ. – М., 2010. – С. 291-303

[4] Idrisov D. V. Idrisov, D. V., Matveev, S. S., Matveev, S. G., Gurakov, N. I., Popov, A. D., Litarova, A. A. Study of the normal speed of flame propagation of a methane-air mixture enriched with hydrogen and diluted with water vapor //Динамика и виброакустика. – 2023. – Т. 9. – №. 4. – С. 53-63.

[5] Гураков Н.И. Расчётно-экспериментальное исследование образования NOx при горении водорода в модельной камере сгорания с кластерным микрофакельным горелочным устройством / Н.И. Гураков, О.В. Коломзаров, В.Ю. Абрашкин, С.С. Матвеев, С.Г. Матвеев, Н.И. Фокин, Д.С. Тарасов // Физика горения и взрыва — 2024. — т.60 — №4. — С. 16-23.

[6] Гураков Н.И. Границы устойчивости пламени метан-водородных смесей / О. В. Коломзаров, Д. В. Идрисов, А. Д. Попов, А. А. Литарова, А. С. Семенихин, А. А. Кузнецова, С. С. Матвеев // Краткие сообщения по физике – 2023. — №4. — С. 44-54.

[7] Идрисов Д.В. Расчетно-экспериментальное определение границ проскока пламени при использовании метановодородного топлива в камерах сгорания газотурбинных двигателей и энергетических установок / Д.В. Идрисов, С.С. Матвеев, Н.И. Гураков, А.А. Литарова, О.В. Коломзаров, А.С. Савченкова, А.Д. Попов // Физика горения и взрыва — 2024. — т.60 — №4. — С. 16-23

РАЗРАБОТКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ «БЕДНОГО» ТИПА ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ГТД БОЛЬШОЙ ТЯГИ

А.М. Сипатов, В.В. Цатиашвили, Т.В. Абрамчук, А.Ю. Плескань, М.В. Большаков
АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

Представлены результаты разработки камеры сгорания «бедного» типа для гражданского авиационного газотурбинного двигателя большой тяги. Показаны результаты численного моделирования процессов в камере сгорания «бедного» типа, а также доводочных расчетных работ и испытаний камеры сгорания в составе автономных стендов.

DEVELOPMENT OF “LEAN” COMBUSTION CHAMBER FOR HIGH-THRUST AVIATION ENGINE

A.M. Sipatov, V.V. Tsatiashvili, T.V. Abramchuk, A.Yu. Pleskan, M.V. Bolshakov
AO «ODK-Aviadvigatel», Perm, Russia

The results of the **development** of **"lean" combustion chamber for** a **high-thrust civil aviation engine** are presented**. The results** of **numerical modeling** of **processes** in lean **combustion chamber, as well** as **optimization CFD modelling and experiments** of the **combustion chamber** are shown**.**

1 Введение

Обеспечение соответствия действующим и перспективным ограничениям на эмиссию вредных веществ является одной из ключевых задач при создании камеры сгорания для современного газотурбинного двигателя. При этом проектирование КС сопряженно с необходимостью обеспечить, помимо эмиссионных характеристик, работоспособность узла КС во всех ожидаемых условиях эксплуатации, надежность, ремонтопригодность и безопасность.

Тенденции двигателестроения, направленные на увеличение топливной эффективности ГТД за счет роста термодинамических параметров, а также тренд на ужесточение норм на эмиссию оксидов азота [1], существенно усложняют процесс создания малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинного двигателя.

В рамках проекта по созданию перспективного ГТД большой тяги для гражданской авиации выполнен цикл НИОКР по разработке кольцевой камеры сгорания «бедного» типа [2].

2 Разработка КС «бедного» типа

Ключевым элементом КС «бедного» типа является фронтовое устройство, формирующее требуемую структуру потока (поле скоростей и концентраций топлива) внутри жаровой трубы КС, обеспечивающие снижение эмиссии оксидов азота, дисперсных частиц (дым/нелетучие твердые частицы) [3] и беспульсационное горение.

В процессе разработки широко применялись методы трехмерного численного моделирования, позволившие определить конструктивный облик КС, а также выполнить разработку мероприятий, направленных на усовершенствование характеристик КС. В процессе доводки исследовалась газодинамика, теплообмен и процесс распыла жидкого топлива фронтовым устройством КС.

Для выполнения работы была сформирована расчётная методика по оценке аэродинамики фронтовых устройств, включающая в себя комплексное выполнение расчетов в RANS постановке и с использованием вихреразрешающих моделей турбулентности. Численные эксперименты по определению и доводке характеристик ФУ камеры сгорания «бедного» типа выполнялись для модельных и натурных отсеков и секторов камеры сгорания (**Рис. 1**).

Рис. 1. Модели для численной доводки КС

В процессе разработки выполнена численная оптимизация аэродинамики фронтового устройства с точки зрения:

- распределения потерь давления по КС;
- распределения расходов воздуха по элементам ФУ и ЖТ;
- обеспечения требуемой структуры течения за ФУ;

По результатам расчетной оптимизации выбирался конструктивный вариант для экспериментальной проверки.

Всего в ходе численного моделирования процессов в конструктивных вариантах фронтового устройства камеры сгорания «бедного» типа в модельной размерности выполнены численные эксперименты более чем для 40 конструктивных вариантов фронтового устройства (**рис. 2**).

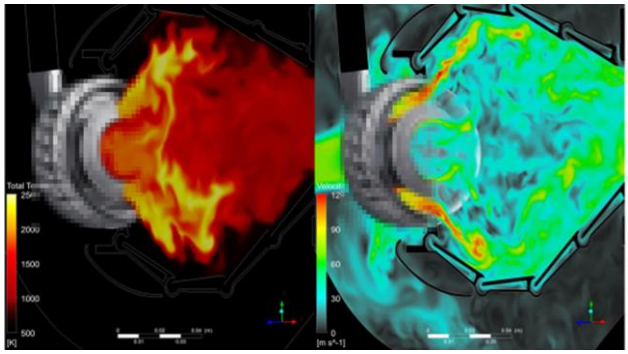


Рис. 2. Пример численного моделирования процесса горения топливовоздушной смеси в конструктивном варианте КС «бедного» типа

Выполнена оптимизация взаимодействия потоков пилотного и основного контуров ФУ с целью обеспечения эмиссионных характеристик на всех режимах работы КС, по результатам расчетов предложена модификация конструкции пилотного контура, позволяющая достичь поставленных целей в части эмиссии вредных веществ (**рис. 3**).

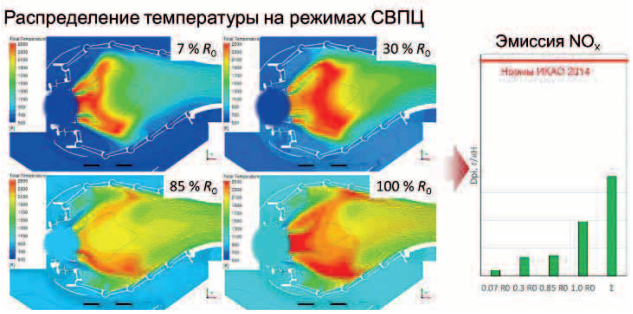


Рис.3. Результат численной доводки КС в части эмиссии оксидов азота

3 Заключение

Эффективность разработанных мероприятий подтверждена результатами испытаний КС в составе натурного пятигорелочного отсека и установки для испытаний полноразмерной камеры сгорания на стендах АО «ОДК-Авиадвигатель» и ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

На данном этапе разработки выполняются испытания полноразмерной камеры сгорания в составе опытного газогенератора двигателя большой тяги.

Список использованных источников

[1] Environmental Protection: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Vol. II. Aircraft Engine Emission. 5th ed.: ICAO, 2023.

[2] H. Lefebvre, D.R. Ballal, Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, third ed., Taylor & Francis, 2010

[3] Абрамчук Т.В., Иноземцев А.А., Сипатов А.М. Эмиссия нелетучих твердых частиц современных ГТД // Авиационные двигатели. 2024. №2 (23). С. 3-14.

ПЛЕНОЧНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ: СОГЛАСОВАНИЕ МОДЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА И РАСЧЕТА

П.В. Скворцов[1], Е.Ю. Семакина[1], В.А. Черников[1], М.Г. Черкасова[2]
[1] СПбПУ Петра Великого, Санкт-Петербург,
[2] АО «Силовые машины», Санкт-Петербург

Объектом исследования является рабочая лопатка первой ступени высокотемпературной газовой турбины с конвективно-пленочным охлаждением. С применением аддитивных технологий изготовлен стенд для продувки модельной лопатки в масштабе 2:1, а также в программе Ansys CFX создана конечно-элементная расчетная модель исследуемой области. Проведена оценка согласованности полученных экспериментальных данных с результатами расчетов в части распределения температуры по поверхности пера лопатки.

FILM COOLING OF THE GAS TURBINE ROTOR BLADE: MATCHING OF MODEL EXPERIMENT AND CALCULATION

P.V. Skvortsov[1], E.U. Semakina[1], V.A. Chernikov[1], M.G. Cherkasova[2]
[1] SPbPU, Saint-Petersburg, Russia
[2] JSC “Power machines”, Russia

The object of the study is the first-stage rotor blade of a high-temperature gas turbine with convective-film cooling. A bench for blowing of the model blade on a scale of 2:1 has been built using additive technologies, and a finite-element calculating model of the subject area has been created in the Ansys CFX program. The agreement between the experimental data and calculation results in terms of temperature distribution on the blade surface was evaluated.

1 Введение

Тренд к повышению температуры газа перед турбиной определяет для конструкторов и исследователей новые задачи и проблемы при проектировании систем конвективно-пленочного охлаждения. Решение указанных задач в обозримые сроки препятствует применению принципиально новых, инновационных решений, таких как: пористое проникающее охлаждение, фасонные формы отверстий охлаждения, углубления на охлаждаемой поверхности и т.д. Наиболее коротким, а, значит, быстрым путем оптимизации системы пленочного охлаждения является численное моделирование потока в каналах решетки охлаждаемых лопаток при условии адекватной численной модели течения. Для валидации численной модели необходимы экспериментальные данные по трехмерному течению в решетках охлаждаемых лопаток.

В данной работе были апробированы методы и технологии экспериментального исследования аэродинамики потока в межлопаточном канале турбинной ступени с выдувом охлаждающего воздуха; проведено расчетное сопровождение эксперимента для частичной верификации по температурному полю на поверхности лопатки, а также для определения аэродинамических факторов и явлений, влияющих на эффективность пленочного охлаждения. Многочисленные расчетно-экспериментальные исследования течения потоков охладителя на плоской поверхности направлены на исследование различных форм и конфигураций отверстий охлаждения, оценку применимости моделей турбулентности для корректной имитации растекания пленки охладителя [1, 2, 3, 4, 5], а также на изучение процессов смешения основного потока и охладителя. Однако моделирование этих явлений на плоскостях является слишком упрощенным по сравнению с реальным течением в межлопаточных каналах со сложными криволинейными поверхностями. Для решения практических задач при исследовании пленочного охлаждения в турбинах важно рассматривать аэродинамику потоков охладителя в реальных проточных частях газовых турбин [6].

2 Экспериментальное исследование

Цель экспериментального исследования – изучение качества пленочного слоя охладителя и его

влияния на основной поток в межлопаточном канале, а также получение данных для валидации численной модели течения.

Для проведения экспериментального исследования была создана секторная модель рабочей лопатки в масштабе 2:1. Применение секторной модели (кольцевой решетки) дает более достоверную картину эффективности охлаждения, чем при исследовании прямой решетки [7]. Все элементы модели изготовлены методом фотополимерной печати, что обеспечивает высокую точность геометрии и позволяет беспрепятственно моделировать дискретные отверстия охлаждения малых диаметров. Кроме того, фотополимерная смола обладает относительно низким коэффициентом теплопроводности, что важно для минимизации влияния конвективной составляющей охлаждения. Рассмотрение пленочной составляющей охлаждения, без учета конвективной, не приводит к существенному искажению картины течения и является допустимым [8]. Вид напечатанной рабочей лопатки представлен на рисунке 1.

Рис. 1. Модельная рабочая лопатка 1-й ступени газовой турбины стационарной ГТУ

Для обеспечения угла входа β_1 транзитного потока в решетку рабочих лопаток в относительном движении перед секторной моделью в проточной части рабочей решетки установлен предварительный направляющий аппарат (ПНА). Его фото представлено на рисунке 2.

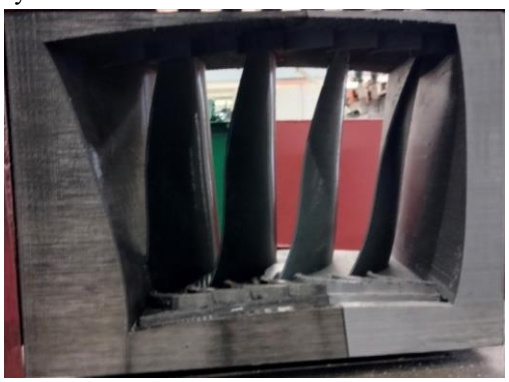


Рис. 2. Предварительный направляющий аппарат

В секторной модели организован подвод воздуха охлаждения во внутренние полости рабочей лопатки через отдельную магистраль. Для измерения расхода транзитного потока используется стандартное расходомерное сопло, а для потока охладителя - расходомерная шайба. Стенд является «холодным»: температура транзитного потока 60…70°C, а охладителя - 40…45°C. В стенках межлопаточного канала выполнены отверстия, закрытые кварцевыми стеклами, через которые при помощи тепловизора снимается температурное поле на поверхности лопатки. Вид окон для тепловизора представлен на рисунке 3.

Рис. 3. Окна для тепловизора

На входе и выходе из решетки установлены пятиканальные пневмометрические 3D-зонды с координатными устройствами для траверсирования 3D потока. Одновременно с траверсированием потока в обводах корневого, среднего и периферийного сечений измерялись статические давления. В трех сечениях пера лопатки вмонтированы ряды температурных датчиков – термисторов для измерения температур потока в пристенном слое. Размер термистора 0,3x0,6 мм, что позволяет исключить влияние выступающей части датчика на пристеночное течение. Термисторы калибруются по двум платиновым датчикам температуры с известными переходными характеристиками. Термисторы, гребенка полного давления и пятиканальный пневмометрический зонд представлены на рисунке 4.

(а) (б)

Рис. 4. Термисторы (а) и зонды (б)

Исследования проводились для трех режимов по соотношению плотностей тока: 0,5; 1 и 2. Критерии геометрического (масштаб), кинематического (треугольники скоростей за счет применения ПНА) и динамического (число Рейнольдса) подобия выполнены достаточно точно по сравнению с

натурными величинами. Подобие по критерию Маха выдержать не представляется возможным из-за прочностных свойств применяемой смолы, однако вариантные расчеты показали незначительное изменение картины течения охладителя вдоль поверхности с увеличением числа Маха.

2 Расчетная модель

Расчетная модель состоит из четырех основных доменов:

- домен предварительного направляющего аппарата (ПНА);

-домен рабочей лопатки и внутренних полостей охлаждения;

- два домена возле боковых стенок.

В каждой расчетной области к твердым поверхностям выполнены сгущения сетки для корректного моделирования пристеночных течений. Расчет выполнялся в адиабатной стационарной постановке, метод расчета – RANS, модель турбулентности – SST. Модель SST, в исходном виде или адаптированная по параметру турбулентного числа Прандтля Pr_t, широко применяется в расчетных исследованиях пленочного охлаждения в решетках турбомашин и корректно передает реальную картину течения охладителя [8, 9, 10, 11, 12].

Расчетная сетка домена ПНА состоит из 7.581.908 тетраэдрических элементов (1.511.925 узлов). В сопловом аппарате натурной турбины из-за выдува охлаждающего воздуха на поверхности втулок происходит отклонение потока от заданного угла α_1 в корневом и периферийном сечениях, что моделируется вторым рядом невысоких дополнительных лопаток. Общий вид расчетной модели представлен на рисунке 5.

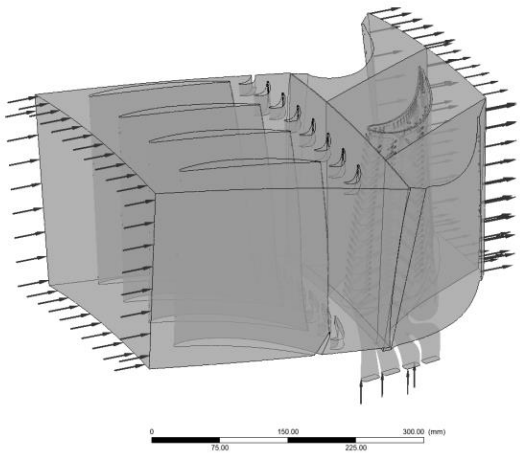


Рис. 5. Общий вид расчетной модели

Расчетная сетка центрального домена РЛ насчитывает 4.586.711 тетраэдрических элементов (958.226 узлов). Одним из ключевых моментов при построении сетки было обеспечение высокого качества сетки в отверстиях для выдува охладителя на поверхность лопатки. Боковые домены РЛ состоят из 1.603.838 тетраэдрических элементов (328.144 узлов). Боковые домены моделируют стенки, образующие два межлопаточных канала, в которых исследуется течение рабочего тела. Домен РЛ представлен на рисунке 6.

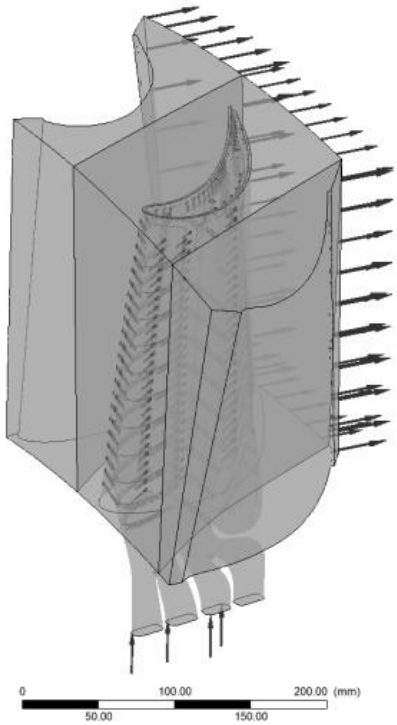


Рис. 6. Домен РЛ

3 Сопоставление результатов

Результатами экспериментальной части исследования являются:

- 3D поля параметров транзитного потока на входе и выходе из канала рабочей решетки (результаты траверсирования);

- качественная картина теплового состояния поверхности лопатки (данные тепловизора);

- значения температур пристенного слоя в точках расположения термисторов.

- значения расходов транзитного потока и воздуха охлаждения.

Численное моделирование позволило предварительно определить расходы воздуха (транзитного и охлаждающего) для обеспечения требуемых режимов по соотношению плотностей тока в рамках возможностей стендовых систем и с учетом прочности деталей воздушного тракта.

В результате расчета построено распределение температуры на поверхности пера лопатки.

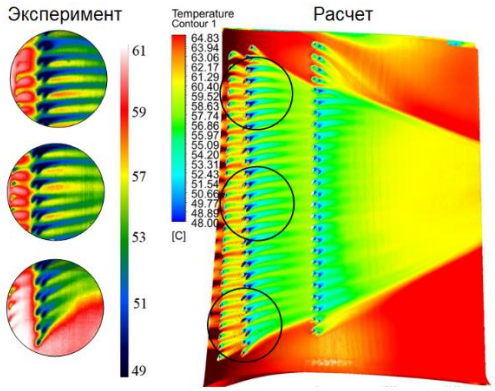


Рис. 6. Распределение температуры на выпуклой поверхности лопатки в эксперименте и в расчете на одном из режимов

Неточности тепловизионной съемки, вызванные неточностями задания коэффициента излучения поверхности, учетом температуры отраженного излучения, учетом поглощения излучения воздушной средой, погрешностями калибровки тепловизора и другими факторами, устраняются путем обработки термограмм по измерениям температуры в известных точках на поверхности РЛ. Цель обработки термограмм - переход от радиационной температуры, регистрируемой тепловизором, к истинным температурам поверхности. Обработку термограмм проводят для получения с более высокой точностью записанного в цифровом виде теплового изображения распределения температуры на поверхности при тепловизионной съемке.

Картины растекания охладителя по поверхности лопатки в расчете и эксперименте схожи, об этом можно судить по наложению снимков с тепловизора на распределение температуры по поверхности лопатки в расчете (рисунок 6).

Визуализация течения охладителя производилась путем подмешивания пара, получаемого испарением сухого льда в подогреваемом бойлере-испарителе.

3 Заключение

В результате работы можно сделать вывод, что апробированные методы изготовления модельной лопатки, измерения температурного поля и параметров потока могут быть использованы для дальнейших углубленных исследований пленочного охлаждения сопловых и рабочих лопаток. Описанный подход применим для проведения работ по оптимизации систем охлаждения, исключения зон перегрева, исследования аэродинамических аспектов ламинарно-турбулентного перехода, размывания барьерной пленки охладителя, влияния истечения охлаждающего воздуха на характеристики ступени.

Список использованных источников

[1] Адаптация k-ε модели турбулентности для моделирования пленочного охлаждения за двумя рядами отверстий в сферических углублениях / А.А. Халатов, М.В. Безлюдная, Ю.Я. Дашевский, С.Д. Северин, И.И. Борисов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. Современные технологии в газотурбостроении. — 2013. — № 63 (3/12). — с. 4—8. — ISSN 1729-3774 — УДК 621.15.038

[2] Адаптация SST модели турбулентности для моделирования пленочного охлаждения плоской пластины / В.Ю. Петельчиц, А.А. Халатов, Д.Н. Письменный, Ю.Я. Дашевский // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. Современные технологии в газотурбостроении. — 2013. — № 63 (3/12). — с. 25—29. — ISSN 1729-3774 — УДК 621.438-226.2:536.24

[3] Валидация модели турбулентности для определения теплового состояния лопаток газовых турбин / А.В. Гаскаров, С.Е. Пискунов, Д.А. Попов, С.И. Сендюрёв // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. — 2021. — с. 64—76. — DOI: 10.15593/2224-9982/2021.66.07 — УДК 62-97

[4] Компьютерное моделирование пленочного охлаждения при подаче охладителя через парные отверстия / Н.А. Панченко // Вестник двигателестроения. — 2015. — № 2. — с. 47—51. — ISSN 1727-0219 — УДК 621.45.038

[5] Пленочное охлаждение плоской поверхности двухрядной системой отверстий в сферических углублениях / А.А. Халатов, И.И. Борисов, А.С. Коваленко, Ю.Я. Дашевский, С.Д. Северин, С.В. Шевцов, М.В. Безлюдная // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. Современные технологии в газотурбостроении. — 2012. — № 57 (3/10). — с. 4—8. УДК 621.45.038

[6] Chernobrovkin A., Lakshminarayana B. Numerical simulation and aerothermal physics of leading edge film cooling // ASME Paper. P. 98-GT-504

[7] Экспериментальное исследование эффективности воздушного конвективно-пленочного охлаждения сопловой лопатки первой ступени турбины / К.Д. Андреев, А.В. Липин, В.Г. Полищук, В.А. Рассохин, Н.П. Соколов, А.В. Назаренко // Теплоэнергетика. — 2008. — № 3. — с. 41—47. — ISSN: 0040-3636 — УДК 621.438:533.634.6

[8] Исследование влияния параметров перфорации пленочного охлаждения лопатки турбины на результаты расчета эффективности охлаждения / А.А. Волков, А.Р. Сулейманов, И.А. Кудряшов, Г.М. Попов // Проблемы и перспективы развития

двигателестроения. Сборник докладов Международной научно-технической конференции, том 1. — 2021. — с. 405—406. — УДК 621.7

[9] Разработка системы охлаждения и верификация результатов моделирования температурного состояния лопатки газовой турбины / А.В. Викулин, В.А. Земляная, Е.Н. Жильцова // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, т. 20. — 2018. — № 6. — с. 114—121. — УДК 536.2 4.083 : 621.45.038 : 621.452.3

[10] Матвеев В.Н., Мельников С.А., Попов Г.М. и др. Результаты сопряжённого моделирования и анализа теплового состояния рабочей лопатки турбины высокого давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника технологии и машиностроение. – 2023. Т. 22, №1. – С. 98-111.

[11] Повышение эффективности пленочного охлаждения трактовых полок соплового аппарата турбины / И.С. Добровольский, А.Е. Ремизов, К.А. Виноградов // Вестник РГАТА имени П.А. Соловьева. — 2017. — № 3 (42). — с. 46—50. — ISSN: 2073-8072

[12] Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества пленочного охлаждения спинки сопловых лопаток турбин / А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов // Вестник УГАТУ. Т. 16. — 2012. — № 5 (50). — с. 20—27. — УДК 629.735.03-226.2

ИНЖЕНЕРНЫЕ ПОДХОДЫ К ПАССИВНОМУ ПОДАВЛЕНИЮ АВТОКОЛЕБАНИЙ В МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ НА ПРИМЕРЕ ГТД Т32

Д.В. Скиба[1], Т.С. Харисов[1], Д.А. Максимов[1,2]
[1] ООО НПФ Теплофизика, Уфа

Разработана методика подавления виброгорения в малоэмиссионных камерах сгорания ГТД. Предложена компактная схема резонаторов с уменьшенными габаритами. Учтено влияние акустической проводимости горелок. Применены: алгоритм lsqnonlin (Octave) и 3D-моделирование взаимодействия акустического/турбулентного слоев, устраняющие недостатки DeltaEC. Эксперименты на модельном одногорелочном отсеке Т32 и акустическом стенде подтвердили хорошее согласование с расчетами. Методика апробирована на камере ДГ-90 в опытно-промышленных условиях, показав эффективность подавления колебаний при сохранении экологических характеристик.

ENGINEERING SOLUTIONS FOR PASSIVE DAMPING OF SELF-EXCITED OSCILLATIONS IN LOW-NOX COMBUSTORS: T32 GAS TURBINE APPLICATION

D.V. Skiba[1], T.S. Kharisov[1], D.A. Maksimov[1]
[1]LLC Science-research firm Teplofizika, Russia

A novel methodology for suppressing combustion instabilities in low-emission gas turbine combustion chambers has been developed. The proposed compact resonator design features reduced size and footprint. The approach accounts for burner acoustic impedance effects. Advanced computational methods include lsqnonlin algorithm (Octave) and 3D modeling of acoustic/turbulent boundary layer interaction, overcoming DeltaEC limitations. Experimental validation was performed on a single-burner T32 prototype rig and acoustic test bench, showing good correlation with simulations. The method was successfully implemented in DG-90 combustion chamber during industrial trials, demonstrating effective oscillation damping while maintaining emission performance.

1 Введение

Газотурбинный двигатель Т32, разработанный на базе ГТД «Ладога 32» (MS5002E, General Electric), оснащен малоэмиссионной камерой сгорания, сочетающей элементы систем DLN-2 и DLN-2+ [1].

Штатная конструкция, включающая жаровые трубы из Nimonic с реберным охлаждением и горелки из Hastelloy X с профилированными лопатками, отличается высокой технологической сложностью и использованием дорогих материалов. При этом из-за использования при проектировании технологий 90-х годов (технология DLN-2.5H предшествовавшая технологии DLN-2+) существуют существенные эксплуатационные проблемы. Переход на режим предварительного смешения из диффузионного режима работы и обратно сопровождается низкочастотными колебаниями (<1 Гц, 50 и 100 Гц, до 45 кПа), что ограничивает эксплуатационные режимы и требует строгого соблюдения программы перехода. Высокая температура перед сопловым аппаратом турбины высокого давления (>1500 К) и подача более 80% воздуха через систему охлаждения жаровой трубы минимизируют потери акустической энергии, усиливая автоколебания. Диффузионный режим также может вызывать вихревой шнур, повреждающий покрытие соплового аппарата и лопаток первой ступени ТВД.

Основная цель модернизации штатной камеры сгорания — повышение технологичности конструкции, обеспечение стабильной работы в диапазоне пониженных мощностей (15–20 МВт при которых происходит переход с режима диффузионного горения на режим предварительного смешения топлива) и подавление автоколебаний, особенно на частоте 400 Гц, возникающих при работе на режимах предварительного смешения.

Модернизация включает замену реберного охлаждения на струйное ударное, что повышает технологичность и позволяет увеличить диаметр

жаровой трубы, снижая коэффициент теплоотдачи и тепловую нагрузку на фронт пламени. Сокращение доли диффузионного топлива до 37% (вместо 100%) на этапах розжига и прогрева эффективно подавляет низкочастотные колебания, а плавное переключение контуров горения с сохранением точки стабилизации пламени минимизирует автоколебания. Однако, струйное охлаждение увеличивает отражение акустических волн, усложняя подавление колебаний на 400 Гц, что требует оптимизации системы резонаторов.

2 Основная идея оптимизации систем пассивного подавления колебаний

Подавление автоколебаний в камере сгорания Т32 опирается на теоретические модели, разработанные для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), где ключевым фактором является согласование акустической проводимости горелки с акустическим импедансом резонаторов Гельмгольца. Механизмы возбуждения пульсаций давления в малоэмиссионных камерах сгорания принципиально схожи с механизмами возбуждения вибрационного горения в ЖРД - это малые потери акустической энергии и наличие времени запаздывания между подачей топлива и его сгоранием на фронте пламени делает систему чувствительной к автоколебаниям на частоте 400 Гц, характерной для режима предварительного смешения.

Малые продольные акустические колебания описываются с помощью двух бегущих волн инвариантов Римана. Пусть амплитуда падающей волны $J_+ = p' + \rho a u'$, отраженной $J_- = p' - \rho a u'$, где p' - амплитуда пульсаций давления, u' - амплитуда пульсаций скорости, ρ- плотность, a – скорость звука. Условие неотражения ($J_- = 0 = p' - \rho a u'$) для ЖРД при нулевой акустической проводимости форсунок требует выполнение следующего условия для акустической проводимости резонаторов $Y_{\text{рез.}} = \frac{u'}{p'}$ [2]:

$$Y_{\text{рез.}} = \frac{F_{\text{ж.т.}}}{\rho a F_{\text{рез.}}} \qquad (1)$$

где $F_{\text{ж.т.}}$- площадь поперечного сечения жаровой трубы, $F_{\text{рез.}}$ - выходная площадь резонаторов. Экспериментальная проверка данного условия для ЖРД описана в работе [3]. В малоэмиссионных камерах сгорания из-за высокой акустической проводимости горелки $Y_{\text{гор.}}$ условие для проводимости резонатора из требования отсутствия отражения приобретает вид [4]:

$$Y_{\text{рез.}} = \frac{1}{F_{\text{рез.}}}\left(\frac{F_{\text{ж.т.}}}{\rho a} - Y_{\text{гор.}} F_{\text{гор.}}\right) \qquad (2)$$

Акустическая проводимость горелки Т32, значительно превышающая проводимость форсунок ЖРД, определяется конструкцией хонейкомба на входе в горелочное устройство, геометрией лопаточного завихрителя, неоднородным полем температуры на выходе, а также давлением и температурой на входе в камеру сгорания (**Рис. 1.**).

Оптимальное количество резонаторов, определяемое уравнением (2), позволяет эффективно подавлять волны давления на фронтовой доске.

Оптимизация резонаторов, хонейкомба и времени смешения обеспечивает динамическую устойчивость камеры сгорания Т32.

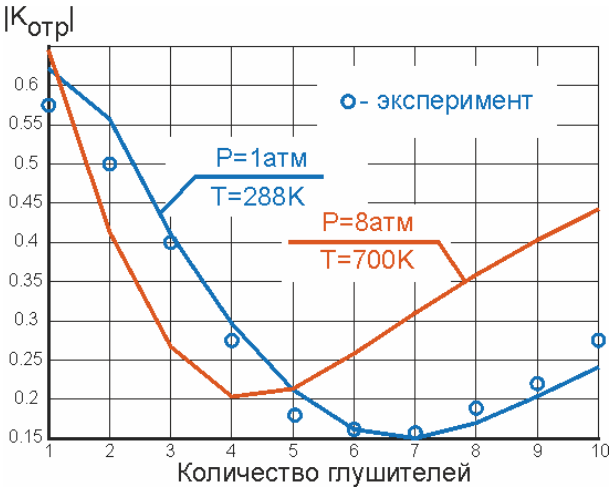


Рис. 1. Зависимость минимума коэффициента отражения волн давления от количества глушителей, давления и температуры на входе в камеру сгорания.

3 Инженерные решения

Для оптимизации конструкции системы пассивного подавления автоколебаний в камере сгорания Т32 необходимо решить следующие инженерные задачи:

1) Разработать систему подавления пульсаций давления на нескольких частотах.

Перспективное техническое решение для подавления автоколебаний в камере сгорания Т32 основано на принципе двухкамерной перуанской свистящей бутылки, где акустические колебания демпфируются взаимодействием двух резонансных камер [5]. Данная система использует один канал для подвода давления из горячего объема камеры сгорания, позволяя подавлять несколько частот колебаний, включая 400 Гц. Разработка такой системы была проведена в 2018 году, и её эффективность подтверждена опытно-промышленными испытаниями на камере сгорания ДГ-90, оснащенной резонаторами

этой конструкции. Конструкция резонатора запатентована в РФ (патент RU 2 687 545 C1) [6].

Для Т32 система требует настройки геометрии резонаторов и их согласования с хонейкомбом и лопаточным завихрителем, чтобы компенсировать высокую акустическую проводимость горелки и минимизировать отражение волн от фронтовой доски, обеспечивая стабильность горения в режимах предварительного смешения.

2) Обеспечить увеличить ширину частотных областей поглощения волн давления для стабильного подавления колебаний при изменении режимов работы двигателя и условий окружающей среды.

Расчеты и эксперименты показали, что для подавления колебаний на одной частоте достаточно малого числа резонаторов Гельмгольца на горелку.

Для расширения области резонанса (уменьшение добротности системы) предложено экспериментально подтвержденное техническое решение: использование несколько резонаторов с близкими частотами.

4 Расчетные методы

Необходимые расчетные задачи для оптимизации конструкции:

Определение опасных мод колебаний, вызывающих виброгорение, для предотвращения резонансных явлений в камере сгорания Т32 выполняется путем расчета собственных частот камеры и анализа отклика на колебания тепловыделения на фронте пламени, составляющие 10% от тепловыделения [7]. Для моделирования поглощения звука в пограничном слое используется модель граничных условий, аппроксимирующая акустические потери, описанная в работе [8]. Этот подход позволяет разделить моды с максимальной амплитудой колебаний в холодной части камеры сгорания от мод с максимальной амплитудой в горячей части, что критично для точной настройки резонаторов (**Рис. 2.**).

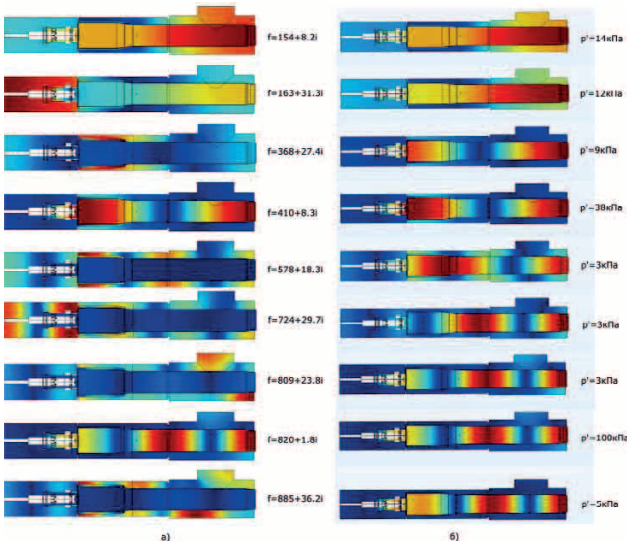


Рис. 2. Собственные моды колебаний (а) и амплитуды колебаний давления при колебаниях тепловыделения (б) первого варианта конструкции камеры сгорания без глушителей

Расчет акустической проводимости горелочного устройства и системы подавления в зависимости от температуры, давления, расхода топлива и воздуха: детальное изучение проводимости горелочного устройства Т32 проводится с учетом средней скорости течения и закрутки потока завихрителем. Для моделирования использовалась программа DeltaEC, обеспечивающая точные решения для ламинарного течения, но демонстрирующая противоречивые результаты при турбулентных режимах и числовую расходимость в системах с несколькими связанными акустическими контурами. Для повышения сходимости применялся алгоритм среднеквадратичной аппроксимации lsqnonlin из пакета Octave. Взаимодействие турбулентного и акустического пограничных слоев моделировалось с использованием подхода Howe [9].

Оценку влияния резонаторов на возбуждаемые собственные моды колебаний воздуха и продуктов сгорания в камере сгорания –можно осуществлять как с помощью упрощенных моделей в начале проектирования, так и 3D моделированием с использованием импедансов сложно моделируемых элементов.

Решение этих задач позволило повысить эффективность пассивного подавления автоколебаний, обеспечив надежность и стабильность работы камеры сгорания Т32 в широком диапазоне эксплуатационных условий в модельных условиях одногорелочного отсека. Результаты измерения коэффициентов отражения на акустическом стенде показали, что технические решения, примененные при проектировании пассивных систем колебаний, обеспечивают заданные акустические характеристики.

Список использованных источников

[1] L.B. Davis, S.H. Black. Dry Low NOx Combustion Systems for GE Heavy-Duty Gas Turbines. GER-3568G. General Electric, 2000. – 30 с.
[2] С.Н. Ржевкин. Курс лекций по теории звука. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1960. – 336 с.
[3] A. Santana Jr. Passive control of combustion instability: Practical application of acoustic devices to suppress combustion instability in chambers. LAP Lambert Academic Publishing, 2010. – 112 с.
[4] А.С. Кайдаш, В.А. Середенок, В.В. Зюзьков, И.В. Назаров, Д.В. Скиба, Т.С. Харисов, А.Ю. Култышев. Применение многочастотных резонаторов для подавления автоколебаний в малоэмиссионных камерах сгорания. Турбины и дизели, 2024, № 1 (112), с. 22–29.
[5] S.L. Garrett. Understanding Acoustics: An Experimentalist’s View of Sound and Vibration. 2-е изд. Springer, 2021. – 783 с.
[6] Р.С. Кашапов, Д.А. Максимов, Д.В. Скиба, Т.С. Харисов Малоэмиссионная камера сгорания и способ подачи в ней топлива. Патент РФ RU 2 687 545 C1. 2019.
[7] Баштанников М.В., Кашапов Р.С., Куликов С.А., Максимов Д.Ю., Скиба Д.В. Исследование автоколебаний давления в камере сгорания с предварительным смешением топлива // Газотурбинные технологии. — 2001. — № 4 (13). — С. 34–37.
[8] M. Berggren, A. Bernland, D. Noreland. Acoustic boundary layers as boundary conditions. Journal of Computational Physics, 2018, № 371, с. 633–650.
[9] M.S. Howe. The interaction of sound with low Mach number wall turbulence, with application to sound propagation in turbulent pipe flow. Journal of Fluid Mechanics, 1979, № 94, часть 4, с. 729–744.

ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

А.А. Смирнов, Ю.М. Циркунов
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург

Приводится сравнение результатов численных расчетов при использовании различных моделей горения, получивших широкое распространение для моделирования процессов горения в камерах сгорания энергетических установок данных, с данными реального эксперимента. Анализируется кинетика горения метана и водорода с учетом особенностей химических реакций. Формируется математическая модель и численно исследуется процесс струйного истечения, смешения и горения метана и водорода в камере сгорания. Анализируется влияние существующих подходов к моделированию турбулентности на получаемые результаты. Рассматриваются два основных подхода – RANS и LES.

STUDY OF PHYSICAL AND CHEMICAL PROCESSES IN COMBUSTION CHAMBERS OF POWER PLANTS

A.A. Smirnov, Y.M. Tsirkunov
BSTU “VOENMEH” named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg

A comparison of the results of numerical calculations using various combustion models, which have become widespread for modelling combustion processes in combustion chambers of power plants, with real experimental data is given. The kinetics of methane and hydrogen combustion is analysed taking into account the peculiarities of chemical reactions. A mathematical model is formed and the process of jet flow, mixing and combustion of methane and hydrogen in the combustion chamber is numerically investigated. The influence of existing approaches to turbulence modelling on the obtained results is analysed. Two main approaches, RANS and LES, are considered.

1 Введение

Создание собственных энергетических установок, в том числе работающих на экологически чистых видах топлива, в условиях санкций и остро необходимого импортозамещения стало одним из приоритетных направлений российской промышленности с целью обеспечения технологического суверенитета Российской Федерации. Кроме того, Правительством Российской Федерации была поставлена задача сократить количество вредных выбросов, образующихся при сжигании углеводородных горючих, и обеспечить работу энергетических установок с альтернативными видами топлива. Для достижения данной цели в качестве наиболее перспективного горючего рассматривается водород.

Анализ работ и современного состояния исследований показывает, что для возможности использования в энергетических установках большой и малой мощности альтернативных видов горючего, требуется существенная доработка конструкции узлов и частей проточного тракта. По этой причине необходимы подробные исследования сложных газодинамических и физико-химических процессов в камерах сгорания турбомашин. Проведение натурных экспериментов оказывается затруднительным как по причине их высокой стоимости, так и из-за необходимости применения высокоточного оборудования. Компьютерное моделирование и анализ течений с помощью численных методов является общепринятым подходом в современных исследованиях и разработках в энергомашиностроении и, в частности, в турбостроении.

Цель работы заключалась в проведении сравнительного анализа существующих подходов к моделированию физико-химических процессов, в камерах сгорания энергетических установок; описании преимуществ и недостатков данных подходов, и определении особенностей течений при использовании альтернативных видов топлива.

2 Постановка задачи

На примере цилиндрической камеры сгорания был рассмотрен процесс горения топлива и течения продуктов сгорания. Требовалась смоделировать и провести анализ физико-химических процессов, реализующихся в камере сгорания с использованием различных подходов к моделированию процессов горения и турбулентных течений.

Вычислительная область включала в себя области для подачи горючего и окислителя в цилиндрическую камеру сгорания. Диаметр входной границы для подачи горючего равняется $d_{гор}$ = 4,57 мм. Зона для подачи окислителя сформирована множеством форсунок с минимальным интервалом. Эквивалентный диаметр области составляет $d_{ок}$ = 210 мм. Геометрия расчетной области представлена на рис. 1.

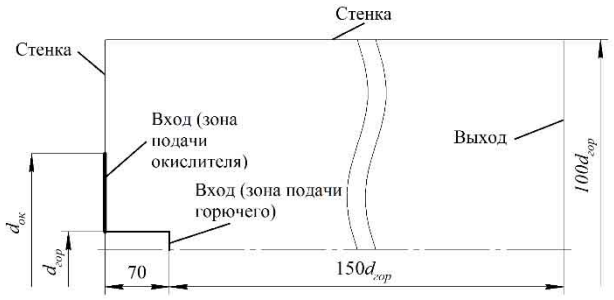


Рис. 1. Геометрия расчетной области

3 Математическая модель и граничные условия

Определяющим этапом при моделировании процессов в камерах сгорания энергетических установок является выбор модели горения и химико-кинетического механизма окисления. В литературе известно несколько моделей горения. В работе рассмотрены особенности, преимущества и недостатки основных моделей, получивших широкое распространение в задачах моделирования горения в камерах сгорания турбомашин:

1. Концепция диссипации вихря (Eddy dissipation concept – EDC);
2. Модель диссипации вихря (Eddy dissipation model – EDM);
3 Модель частично предварительно перемешанной смеси (Partially Premixed Combustion – PPC);
4. Модель конечной скорости химической реакции (Finite rate chemistry – FRC).

По результатам проведенного сравнения обосновывается выбор модели частично предварительно перемешанной смеси. Модель является комбинацией модели предварительно не перемешанной и предварительно перемешанной смеси [1]. Частичное предварительное смешение возникает в том случае, когда окислитель и горючие попадая в область, в которой происходит окисление, смешиваются неравномерно. При этом, компоненты топлива и компоненты, заполняющие область впрыска, являются предварительно смешанными. Данная особенность течения характерна для камер сгорания газовых турбин и авиационных двигателей.

Для учета кинетики окисления метана и водорода используется механизм GRI-Mech 3.0 с участием 53 компонент и 325 реакций [2]. Механизм включает основные реакции горения, реакции образования NO и других компонентов.

Характерное число Рейнольдса в рассматриваемых течениях имеет порядок 10^4 и, следовательно, течение во всех случаях является турбулентным. Анализируется влияние подхода к моделированию турбулентности на получаемые результаты. Сравнивались два основных метода, использующихся в настоящий момент при моделировании течений в камерах сгорания. В первом случае была принята модель течения основанная на осредненных по Рейнольдсу-Фавру уравнений Навье-Стокса (RANS). Для замыкания уравнений Рейнольдса рассматривается модель турбулентности $k-\varepsilon$ с варьированием констант модели для анализа влияния их изменения на получаемый результат и модель Ментера (SST), которая объединяет преимущества модели $k-\varepsilon$ и $k-\omega$. Во втором случае использовался метод моделирования крупных вихрей (LES). Для вычисления слагаемых связанных с подсеточным переносом импульса, тепла и массы используется пристеночная локальная модель вихревой вязкости (WALE). Постоянная подсеточной модели равняется C_W = 0,4929.

Граничные условия задавались в соответствии с параметрами эксперимента, описанного в [3]. В входной области подачи горючего задавалась скорость газообразного горючего (*Velocity-Inlet*) u_{inlet} = 100 м/с с заданным соотношением компонент (m_{CH4} = 0,33; m_{O2} = 0,15 и m_{N2} = 0,52), начальная температура исходных компонент была принята равной T_{inlet} = 320 К. В выходном отверстии на дне камеры сгорания, имитирующем форсунки, задавалась скорость газообразного окислителя (*Velocity-Inlet*) u_{inlet} = 5,4 м/с с заданным соотношением и начальной температурой исходных компонент (m_{H2O} = 0,15; m_{O2} = 0,12 и m_{N2} = 0,73) T_{inlet} = 1350 К. Для рассматриваемой задачи на входной границе важно обеспечить условие формирования турбулентных возмущений, поскольку при отсутствии стохастических компонентов потока установление развитой турбулентности занимает много времени, и участок ламинарного течения не соответствует реальной картине течения. Существуют несколько способов генерации синтетических

турбулентных полей скорости. В данной работе на входной границе задается интенсивность турбулентности равная 1 % и используется метод основанный на формировании неоднородного анизотропного турбулентного поля потока, представляющее турбулентные флуктуации скорости, на основе искусственно сгенерированных однородных изотропных полей с помощью тензорного масштабирования предложенный А. Смирновым [4]. На стенках камеры сгорания задавались производные от всех параметров равными нулю ("мягкие" граничные условия) ввиду значительной удаленности стенок от реагирующего потока. На выходной границе в начальный момент времени были заданы параметры окружающего пространства: давление (*Pressure-Outlet*) $p_\infty = 10^5$ Па и температура $T_\infty = 300$ K. В случае использования осредненных уравнений Навье-Стокса на оси симметрии в меридиональной плоскости задавались условия симметрии, использовалась структурированная сетка 1500 х 500 (1500 ячеек в продольном направлении) с общим количеством ячеек 750 тыс. При использовании метода моделирования крупных вихрей размер сетки составил 155,3 млн. ячеек.

4 Результаты численного моделирования

В результате систематических численных расчетов с использованием рассматриваемых моделей горения и подходов к моделированию турбулентности были получены поля распределения всех газодинамических параметров, включая температуру, концентрации горючего и окислителя, компонент продуктов сгорания. Проведен подробный анализ, полученных результатов, с данными эксперимента. Сравнивалось распределение температуры и концентрации компонент на оси и в характерных поперечных сечениях. На рис. 2 – 5 представлены поля температуры и концентрации метана и водорода при моделировании течения методом LES.

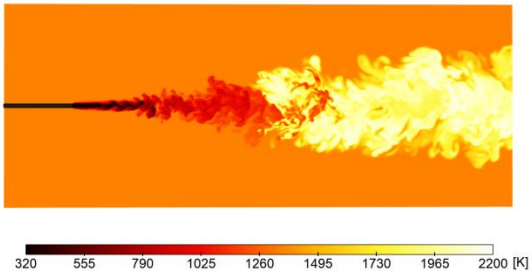


Рис. 2. Поле температуры при горении метана

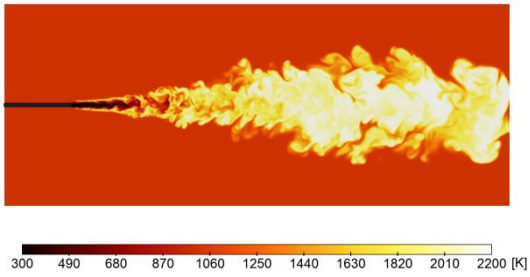


Рис. 3. Поле температуры при горении водорода

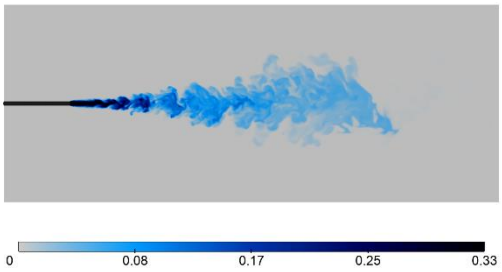


Рис. 4. Поле концентрации CH_4

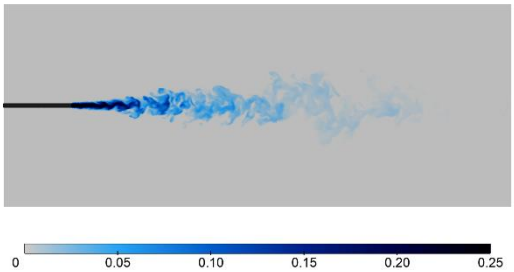


Рис. 5. Поле концентрации H_2

На рис. 6 показано распределение концентрации CO_2 при горении метана вдоль оси при использовании метода RANS и LES с различными моделями турбулентности и модели частично предварительно перемешанной смеси. Там же приведены экспериментальные данные [3].

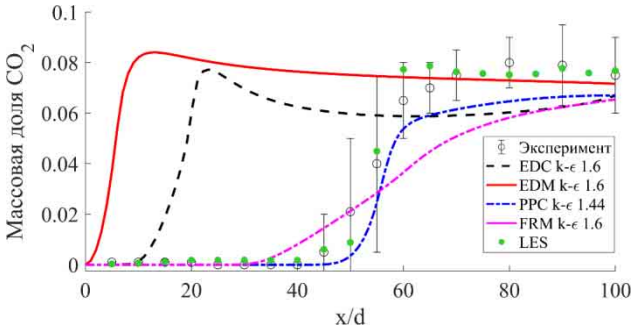


Рис. 6. График распределения CO_2 вдоль оси струи

В результате выполненного исследования выявлено преимущество использования метода LES для моделирования турбулентного течения и горения в камере сгорания. Определено, что наилучшее согласие

с экспериментальными данными дает модель частично предварительно перемешанной смеси горючего и окислителя.

5 Заключение

В результате работы были исследованы физико-химические процессы в цилиндрической камере сгорания с использованием различных моделей горения и методов моделирования турбулентности. Показаны недостатки использования осредненных по Рейнольдсу-Фавру уравнений Навье-Стокса для исследования процессов горения в камерах сгорания турбомашин. Сравнение результатов численных расчетов с данных эксперимента, полученных при использовании рассматриваемых подходов к моделированию процессов горения, показало эффективность модели частично предварительно перемешанной смеси и преимущество использования метода LES для моделирования турбулентности в задачах о течениях с физико-химическими превращениями.

Результаты работы могут быть использованы при разработке и создании энергетических установок различного назначения.

Список использованных источников

[1] Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / Пер. с англ. Г.Л. Агафонова. Под ред. П.А. Власова. - М.: ФИЗМАТ ЛИТ, 2003. - 352 с.

[2] G.P. Smith, D.M. Golden, M. Frenklach, N.W. Moriarty, B. Eiteneer, M. Goldenberg, C.T. Bowman, R.K. Hanson, S. Song, W.C. Gardiner Jr., V.V. Lissianski, and Z. Qin, GRI Mech 3.0, 1999.

[3] Cabra R. Turbulent jet flames into a vitiated coflow // Technical report № NASA/CR—2004-212887, University of California, Berkeley, 2004.

[4] Smirnov A., Shi S., Celik I. Random flow generation technique for large eddy simulations and particle-dynamics modeling // J. Fluids Eng. 2001. V. 123, iss. 2. P. 359–371.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ КОЛЬЦЕВОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Я.В. Тропин[1,2], С.А. Рашковский[2]
[1] ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва,
[2] Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

Исследованы физические и химические процессы в камерах сгорания с применением программного комплекса STAR-CCM+. Показано, что на выходе из жаровой трубы образуются устойчивые парные зоны высокой температуры, отсутствующие около каждой форсунки отдельно. Основная цель работы — создать точную компьютерную модель, объясняющую этот эффект, и выявить причины его появления. Полученные данные позволят лучше понять термодинамические процессы и усовершенствовать современные конструкции камер сгорания.

MATHEMATICAL MODELING OF TEMPERATURE FIELDS IN AN ANNULAR COMBUSTION CHAMBER OF A BYPASS TURBOJET ENGINE

Ya.V. Tropin[1,2], S.A. Rashkovskiy[2]
[1] Lyulka Experimental Design Bureau, branch of the United Engine Corporation – Ufa Engine Industrial Association, Moscow, Russia,
[2] Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, Russia

This study investigates the complex physical and chemical processes occurring within combustion chambers using the specialized software package STAR-CCM+. It has been demonstrated that stable paired high-temperature zones form at the exit from the burner tube, which are not present near each individual fuel injector. The primary objective is to develop an accurate computational model explaining this phenomenon and identifying its causes. The findings will enhance understanding of thermodynamic processes and contribute to optimizing modern combustion chamber designs.

1 Введение

Камера сгорания (КС) — важнейший узел газотурбинного двигателя (ГТД), отличающийся наибольшей сложностью и ответственностью. Ее основная функция заключается в превращении химической энергии топлива в тепло, повышая температуру воздушного потока от значения $T_к^*$ (после компрессора) до уровня $T_к^*$ (на входе в турбину). Эффективность и надежность работы всего двигателя существенно зависят именно от организации процессов, происходящих в камере сгорания.

Проверка достоверности разработанной математической модели осуществляется посредством сравнения с результатами, полученными на экспериментальном стенде. Рассматривается кольцевая конструкция камеры сгорания, оснащённая 28 идентичными горелочными устройствами, оси которых располагаются равномерно вдоль единой окружности. Распределение температуры фиксируется набором термопар, установленных на поворотной платформе («гребёнке») и расположенных в шахматном порядке на выходе из камеры сгорания. Измеренные распределения температуры на выходе из камеры сгорания представлены на рисунках 1 и 2. Угол поворота платформы $\varphi = 0$ - соответствует её вертикальному положению.

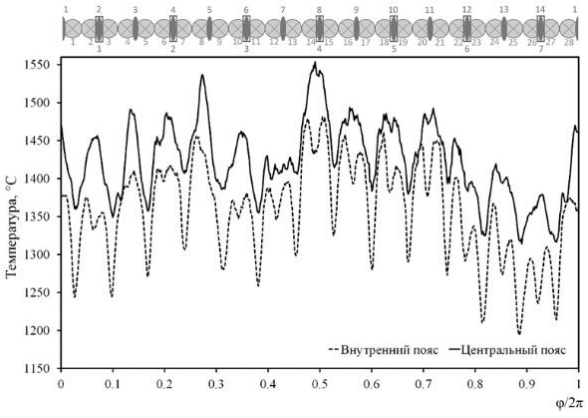


Рис. 1. Поля температур по данным термопар центрального и внутреннего пояса

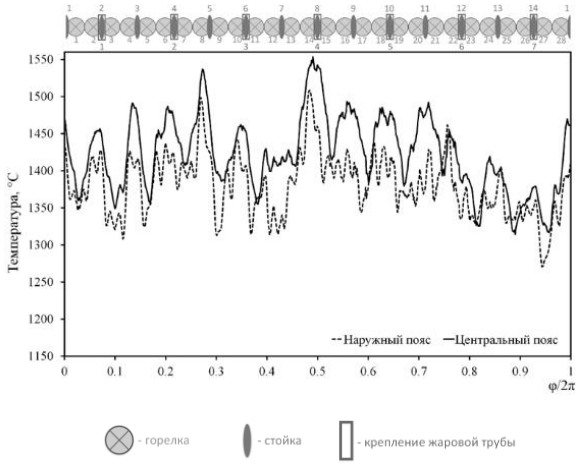


Рис. 2. Поля температур по данным термопар центрального и наружного пояса

2 Математическая модель

В рамках проведенного исследования был рассмотрен процесс распыления и последующего воспламенения авиационного керосина в кольцевой камере сгорания газотурбинного двигателя (ГТД). Расчеты выполнены с использованием промышленного программного пакета STAR-CCM+. Процесс распыла жидкого топлива, поступающего из форсунки, смоделирован лагранжевым методом с привлечением теории линейной нестабильной пленочной атомизации (LISA). Турбулентные течения газовой среды с учётом реакций горения описаны решением системы дифференциальных уравнений Навье–Стокса применительно к сжимаемому потоку газов и реализацией k-ε realizable модели турбулентности. Механизм распространения фронта пламени описан моделью стабильных ламинарных пламен (SLF), дополненной химико-кинетическими параметрами реакции окисления суррогатного топлива.

Был проведен цикл вычислительных исследований, результатом которого стало формулирование ряда значимых выводов относительно специфики моделирования газотурбинных камер сгорания. Установлено, что применение секторного метода для упрощенного анализа конструкции камеры сгорания зачастую не способно обеспечить необходимую точность решений. К примеру, на изучаемом образце камеры сгорания наблюдалось значительное различие в расходе топлива в отдельных зонах системы питания на режимах стендовых испытаний, что приводит к значительному увеличению погрешности расчётов.

Для устранения указанных недостатков необходимо провести детальный гидравлический расчет топливного коллектора, учитывающий особенности геометрии и реальные условия эксплуатации оборудования (рисунок 3). Такой подход обеспечит лучшее соответствие расчетных и экспериментальных данных.

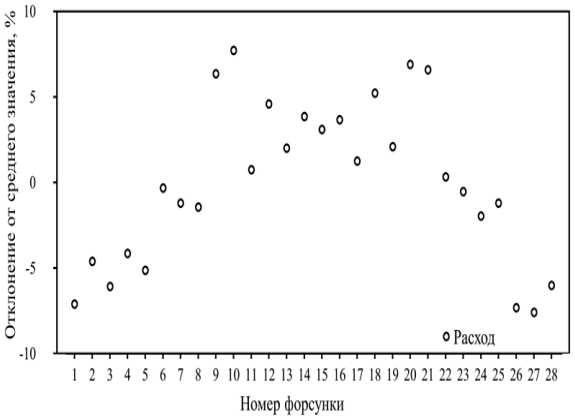


Рис. 3. Отклонения массового расхода на форсунке от среднего значения

Кроме того, важным этапом повышения качества моделирования является выполнение полного трехмерного расчета всей камеры сгорания, включающего учёт всех конструктивных элементов. Лишь такой комплексный подход гарантирует получение надёжных результатов, отражающих реальную картину термодинамических процессов, включая распределение поля температур, окружную и радиальную неравномерность поля температур на выходе из камеры сгорания.

3 Заключение

Таким образом, выполнено численное моделирование процессов, протекающих в кольцевой камере сгорания газотурбинного двигателя. Получены распределения температур, которые удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

4 Благодарности

Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации 124012500440-9).

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ЗАРЯДА ТВЁРДОГО ТОПЛИВА С ПОМОЩЬЮ УРАВНЕНИЯ ЭЙКОНАЛА

А.П. Часовской[1, 2], А.С. Рощин[2]
[1]Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)
[2]Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский Центр имени М.В. Келдыша»

В работе описывается метод численного моделирования горения заряда для ракетного двигателя на твёрдом топливе. Для моделирования динамики горящей поверхности топлива, которая определяет рабочие параметры двигателя, используется дискретное представление топлива и решение соответствующей задачи эйконала. Течение в газовом тракте рассчитывается с помощью двухстадийного решателя. Был созданный программный комплекс, основанный на описанных математических моделях.

MODELING THE COMBUSTION OF A SOLID PROPELLANT CHARGE USING THE EIKONAL EQUATION

A.P. Chasovskoy[1, 2], A.S. Roshchin[2]
[1]Moscow Institute of Physics and Technology
[2]Keldysh Research Center

The paper describes a method for numerical modeling of charge combustion for a solid-fuel rocket engine. The main focus is on the method for modeling the evolution of the burning fuel surface, which determines the ballistic parameters of the engine. The combustion front is tracked using the eikonal equation. A one-dimensional solver is used to calculate the gas dynamics. As a result, a software package based on described prosses was created.

1 Введение

Для моделирования параметров ракетного двигателя на твёрдом топливе (РДТТ) необходимо вычислять эволюцию поверхности горения заряда твердого топлива (ТТ) во времени, поскольку она оказывает основное влияние на рабочие параметры РДТТ. Этот процесс усложняется зависимостью скорости горения топлива от давления в камере сгорания, процессами эрозии, а также переменными свойствами топлива по объему, различием в скорости горения ТТ. Основная цель данной работы заключается в разработке программного комплекса, который позволит моделировать процессы, протекающие в РДТТ, с высокой степенью точности. Это позволит ускорить и упростить этапы конструирования и тестирования РДТТ.

Эволюция горящей поверхности во времени и течение продуктов сгорания являются взаимосвязанными процессами. Положительная обратная связь возникает из-за зависимости скорости горения от давления, которое зависит от массового расхода. Массовый расход зависит от площади горящей поверхности, которая изменяется в зависимости от скорости горения, замыкая таким образом "цикл". Поскольку эти два процесса происходят с существенно разными скоростями: скорость горения топливного заряда обычно составляет порядка 10^{-2} м/с, тогда как внутреннее течение газа происходит со скоростями порядка 10^{3} м/с, то возможен раздельный поэтапный расчет.

Процесс горения твердых ракетных топлив является слишком комплексным, детальное описание всех его реакций не представляется возможным. В данной работе считается известным закон горения топлива $f(\mathbf{x})$, он характеризуется видом используемого топлива. Во время работы двигателя прогрев топлива не учитывается. Анализ напряженно-деформированного состояния не производится. Также не будет учитываться возможность возникновения неустойчивости горения и акустических колебаний.

2 Моделирование горения

При моделировании этапа горения ТТ используется дискретное представление заряда. Для отслеживания фронта пламени применяется уравнение эйконала, описанное в работе [1], суть

которого состоит в нахождении функции расстояния для каждой точки тела, с учетом положительно определенной функции скорости перемещения:

$$\begin{cases} |\nabla u(\mathbf{x})| = f(\mathbf{x}), & \mathbf{x} \in \Omega/\Gamma, \\ (\mathbf{x}) = B(\mathbf{x}), & \mathbf{x} \in \Gamma, \end{cases}$$

где $\boldsymbol{\Omega}$ – расчетная область, $u(\mathbf{x})$ – функция расстояния от границы до точки $\mathbf{x}$, $f(\mathbf{x})$ – скорость горения, Γ – граница расчетной области, $B(\mathbf{x})$ – граничное условие, равное временам задержки воспламенения, которые могут быть вычислены отдельно, в квазистационарной постановке, на начальной геометрии газового тракта.

Домен $\boldsymbol{\Omega}$ аппроксимируется неструктурированной сеткой, применение которой позволяет точнее представить форму заряда, чем использование структурированной сетки. Решение уравнения эйконала производится с использованием метода, основанного на методе быстрых итераций FIM [2]. Реализованный алгоритм в отличие от FIM использует иной метод нахождения локального решения эйконала, заключающийся в вычислении задачи оптимизации в каждой ячейке. Для этого используется методы поиска квадратичной аппроксимацией и алгоритм Бройдена — Флетчера — Гольдфарба — Шанно, описанный в статье [3].

3 Решатель газовой динамики

Для расчета течения в газовом тракте используется двухстадийное решение, продукты сгорания рассматриваются как идеальный газ. Сначала вычисляется статический профиль течения в трехмерной постановке: поля давления, температуры и скорости. Затем с помощью одномерного решателя газовой динамики, описанного в работе [4], определяются динамические параметры в процессе работы двигателя, за каждый шаг решения уравнения эйконала, по которым производится экстраполяция данных течения из трехмерного профиля, для подстановки в зависимости скорости горения. Это упрощение позволяет моделировать эрозионное горение ТТ, с меньшими численными затратами.

4 Заключение

Научная новизна данной работы заключается в комплексном подходе к моделированию процессов горения в РДТТ с учетом влияния давления на скорость горения и динамики горящей поверхности. Предложена методология, позволяющая одновременно учитывать газовую динамику и термодинамические процессы, что позволяет точно моделировать процесс работы твердотопливных двигателей.

Результатом расчёта являются эквидистантные поверхности горения заряда и диаграмма давление - время для процесса работы РДТТ, по ним определяются баллистические параметры двигателя. Численный расчет позволит ускорить и удешевить конструирование РДТТ, проектирование заряда твердого топлива.

Список использованных источников

[1] Osher S., Sethian J. Fronts propagating with curvature dependent speed: Algorithms based on Hamilton-Jacobi formulations // J. of computational physics. — 1988. — V. 79. — P. 12-49.

[2] Fu Z., Kirby R., Whitaker R. A Fast Iterative Method for Solving the Eikonal Equation on Tetrahedral Domains. – SIAM J. on Scientific Computing. — 2013. — V. 35. — P. 473-494.

[3] Tankaria H., Sugimoto S., Yamashita N. A Regularized Limited Memory BFGS method for Large-Scale Unconstrained Optimization and its Efficient Implementations // J. of Computational Optimization and Applications. — 2021. — V. 82. — P. 61-88.

[4] Stewart S., Tang K.C., Yoo S., Brewster M.Q., Kuznetsov I.R. Multiscale modeling of solid rocket motors: Time integration methods from computational aerodynamics applied to stable quasi-steady motor burning // J. of Propulsion and Power. — 2006. — V. 22, No. 6. — P. 1382-1388.

ОСОБЕННОСТИ АСИММЕТРИЧНОГО ОТРАЖЕНИЯ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.В. Чернышов, М.М. Лаптинская, К.Э. Савелова
БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

Предложена и реализована приближенно-аналитическая модель для быстрой и достоверной оценки параметров ударно-волновой структуры нерегулярного взаимодействия (несимметричного отражения) встречных скачков уплотнения в условиях, когда на главном (маховском) скачке возможно импульсное энерговыделение и изменение химического состава газовой смеси (стационарная детонация Чепмена-Жуге). Показана применимость разработанной модели и полученных результатов для развития концепции комбинированного прямоточного реактивного двигателя с реализацией различных термодинамических циклов применительно к потокам за сильными (маховскими) и относительно слабыми (отраженными) скачками.
Ключевые слова: сверхзвуковой воздухозаборник, перспективный прямоточный реактивный двигатель, маховское отражение, детонация, ударно-волновая структура, критерий фон Неймана.

FEATURES OF THE ASYMMETRIC REFLECTION OF OBLIQUE STEADY SHOCKS IN THE AIR INTAKE OF A PROSPECTIVE HIGH-SPEED AIRCRAFT ENGINE

M.V. Chernyshov, M.M. Laptinskaya, K.E. Savelova
BSTU «VOENMEH», Saint-Petersburg, Russia

An approximate analytical model is proposed and implemented for a rapid and reliable assessment of the parameters of the shock-wave structure of irregular interaction (asymmetric reflection) of incoming oblique shocks in conditions as pulsed energy release and a change in the chemical composition of the gas mixture (stationary Chapman-Jouguet detonation) are possible at the main shock (Mach stem). The applicability of the developed model and the results obtained for the development of the concept of a combined ramjet engine with the implementation of various thermodynamic cycles in relation to flows behind strong (Mach) shock and relatively weak (reflected) one is shown.
Keywords: supersonic air intake, advanced ramjet engine, Mach reflection, detonation, shock-wave structure, von Neumann criterion.

1 Введение. Концепция комбинированного двигателя

В современных условиях, когда традиционные виды двигателей летательных аппаратов (ЛА) достигли известных пределов совершенства, представляется полезной разработка и последующее внедрение двигательных и энергетических установок, использующих новые термодинамические циклы или комбинации уже существующих. Первые опыты отработки и применения новых двигательных устройств наиболее целесообразны на борту одноразовых ЛА с кратким сроком использования. Однако и их разработка требует существенного развития теоретической базы, соответствующей первым уровням готовности аэрокосмических технологий.

В начале XXI века были предложены [1] и теоретически обоснованы [2, 3] перспективные реактивные двигатели комбинированного типа для сверхзвуковых ЛА, сочетающие принципы действия (термодинамические циклы) классических прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ВРД, цикл Брайтона) и прямоточных детонационных двигателей (ПДД, цикл Фикетта-Джейкобса) применительно к разным частям потока топливно-воздушной смеси за возникающими разветвленными ударно-волновыми структурами. В основе предлагаемой концепции лежали материалы работ [4, 5], где теоретически показано, что при маховском отражении косых скачков уплотнения в сверхзвуковых воздухозаборниках многие

параметры течения, непосредственно влияющие на эффективность двигательной установки, в потоках за главным (маховским) и отраженным скачками многократно различаются (см. рис. 1). В частности, при больших числах Маха полёта экстремальный подбор параметров возникающих тройных конфигураций позволяет достичь предельного отношения давлений торможения за отражённым (j_2) и главным (j_3) скачками:

$$I_{p0} = p_{02}/p_{03} = \varepsilon^{-\frac{1+\varepsilon}{2\varepsilon}} = 529.1$$

но статическая температура за главным скачком при этом окажется существенно больше:

$$I_T = T_3/T_2 = 1/\varepsilon = 6.$$

Здесь $\varepsilon = (\gamma-1)/(\gamma+1)$, и в данных примерах расчета выбран показатель адиабаты γ=1.4.

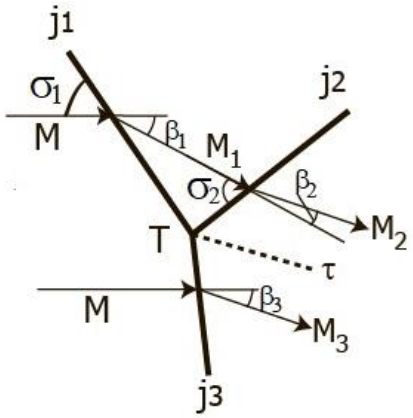


Рис. 1. Тройная конфигурация скачков уплотнения, образующаяся при маховском отражении. Здесь M – число Маха невозмущенного течения, j_i (i=1..3) – падающий, отраженный и главный (маховский) скачки уплотнения, соответственно, β_i – углы поворота потока на соответствующих скачках, σ_i – углы их наклона, M_i – числа Маха течения в областях I, II и III за соответствующими скачками, T – тройная точка, τ – тангенциальный разрыв

При возникновении стационарной маховской конфигурации с прямым главным скачком предельные отношения давлений торможения и температур оказываются чуть меньшими, но не менее впечатляющими:

$$I_{p0} = \left[\frac{1+2\varepsilon-2\varepsilon^3+\varepsilon^4+(1-\varepsilon)\sqrt{D}}{2\varepsilon(2-\varepsilon)}\right]^{\frac{1+\varepsilon}{2\varepsilon}} = 69.72,$$

$$I_T = \frac{2\varepsilon(2-\varepsilon)}{1+2\varepsilon-2\varepsilon^3+\varepsilon^4+(1-\varepsilon)\sqrt{D}} = 3.363,$$

$$D = (1+\varepsilon)^2 - \varepsilon(1-\varepsilon)\left[2(1+\varepsilon)(2-\varepsilon) - \varepsilon^3(1-\varepsilon)\right]$$

Таким образом, для эффективного функционирования «классического» ВРД целесообразно дальнейшее торможение потока за отраженным скачком и его подача в камеру сгорания с минимальными потерями полного давления. В то же время, благодаря значительно более высокому значению температуры, в потоке реакционноспособной топливно-воздушной смеси на маховском скачке в первую очередь возможно возбуждение химических реакций, сопутствующих детонации. Поэтому высокотемпературную часть потока за главным скачком уплотнения, автоматически превращающемся в стационарную детонационную волну, более целесообразно использовать в термодинамическом цикле Фикетта-Джейкобса, то есть в ПДД. В комбинации различных термодинамических циклов применительно к потокам за сильными и более слабыми скачками и состоит идея [1-3] перспективного комбинированного двигателя.

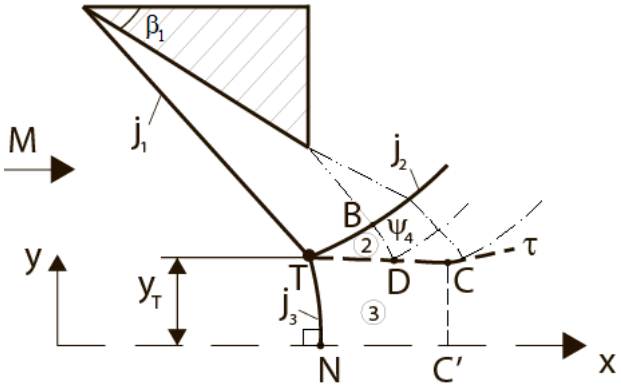


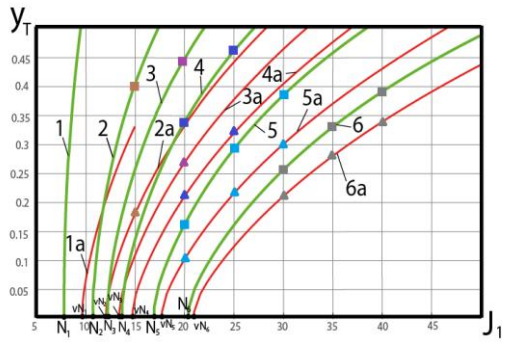
Рис. 2. Схема течения с маховским отражением в симметричном сужающемся канале. Здесь M – число Маха невозмущенного течения, j_i (i=1..3) – падающий, отраженный и главный (маховский) скачки уплотнения, соответственно, β_4 – волна разрежения, BD – её головная акустическая характеристика, CC’ – наиболее узкое («критическое») сечение области 3 («виртуального сопла») за главным скачком j_3 (TN), T – тройная точка, y_T – её высота, τ – тангенциальный разрыв

2 Задача разделения потоков с маховским отражением при наличии импульсного энерговыделения

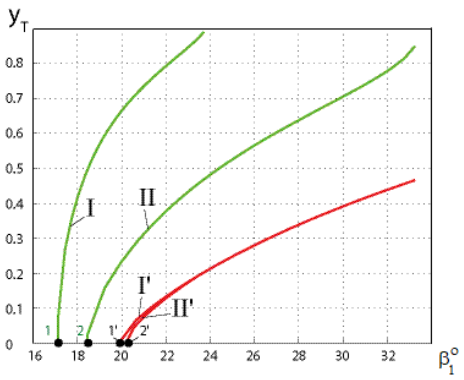
Практическая реализация концепции [1-3] требует разделения потоков за маховскими и отраженными скачками, для чего необходимо определить высоту y_T тройной точки T маховского отражения и форму тангенциального разрыва τ, исходящего из этой точки и служащего естественной линией разделения (рис. 2). Применительно к симметричному маховскому отражению без импульсного энерговыделения и изменения химического состава газа на главном скачке, подобная задача решалась, начиная с 1990-х годов [6-8], что привело к созданию наиболее

достоверных моделей быстрой оценки параметров ударно-волновой структуры, изложенных в [9, 10].

В работах [11, 12] исследовано влияние импульсного энерговыделения на главном скачке (в рамках модели стационарной детонации Чепмена-Жуге) и соответствующего изменения химического состава газовой смеси. Показано, что выделение энергии (в значительно большей степени) и уменьшение показателя адиабаты газа являются однонаправленными факторами. Во-первых, они приводят к смещению критерия фон Неймана перехода от маховского к регулярному отражению в сторону более слабых падающих скачков, то есть к маховскому отражению тех скачков уплотнения, которые в «обычных» (бездетонационных) условиях отражаются только регулярно. Во-вторых, если маховское отражение реализуется в обоих (бездетонационном и детонационном) случаях, то энерговыделение и уменьшение показателя адиабаты существенно увеличивают размеры маховского скачка (см. рис. 3). В [12, 13] впервые построена приближенно-аналитическая модель плоского течения с симметричным маховским отражением при наличии детонационных эффектов на главном скачке, позволяющая быстро и достоверно оценить необходимые параметры потока и согласующаяся с результатами численного эксперимента [14, 15].



а)



б)

Рис. 3: Значения безразмерной высоты тройной точки: *а)* в зависимости от интенсивности падающего скачка (отношения статических давлений на его сторонах) при наличии (кривые 1-6) и отсутствии (кривые 1а-6а) импульсного энерговыделения и изменения химического состава метановоздушной смеси. Квадраты и треугольники соответствуют результатам расчётов методами вычислительной гидрогазодинамики. Числа Маха набегающего потока: M=6 (1, 1а), 6.5 (2, 2а), 7 (3, 3а), 8 (4, 4а), 9 (5, 5а), 10 (6, 6а); *б)* в зависимости от угла поворота потока на падающем скачке при наличии (кривые I, II) или отсутствии (кривые I', II') детонационных эффектов в струе стехиометрической смеси водорода и кислорода при M=7.0 (I, I') и M=8.0 (II, II')

3 Несимметричная постановка задачи

Следует, однако, заметить, что воздухозаборники и другие элементы двигательных установок ЛА, движущихся с большой сверхзвуковой скоростью, далеко не всегда симметричны. Гораздо чаще в них происходит нерегулярное взаимодействие встречных косых скачков различной интенсивности, называемое также несимметричным маховским отражением [16] в зарубежной литературе. Концепция перспективного прямоточного реактивного двигателя применима и к таким течениях с несимметричной ударно-волновой структурой. Однако ее реализация требует обобщения существующих моделей [17-19] ударно-волновой структуры несимметричного маховского отражения на случай возникновения детонационных эффектов на главном скачке, а также анализа их влияния.

4 Заключение. Первичные результаты

В предлагаемом докладе впервые представлена приближённо-аналитическая модель течения с несимметричным маховским отражением при наличии импульсного энерговыделения и изменения химического состава газовой смеси на главном скачке, а также дан анализ влияния перечисленных эффектов. В частности, показано смещение границ реализуемости маховского отражения, а также увеличение размеров главного скачка и ширины высокотемпературной области течения за ним благодаря экзотермическим реакциям, а также снижению показателя адиабаты продуктов сгорания по сравнению с набегающим потоком реакционноспособной смеси.

Благодарность

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект «Создание и научное обоснование методологии аэрогазодинамического проектирования общего облика двигательных энергетических установок, технологий разработки массового производства беспилотной аэрокосмической техники для решения задач в экстремальных условиях и чрезвычайных ситуациях», № FZWF-2024-0003).

Список использованных источников

[1] Иванов М.С., Кудрявцев А.Н., Троцюк А.В., Фомин В.М. Способ организации детонационного режима горения в камере сгорания сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Заявка на выдачу патента на изобретение № 2004136236/06 от 10.12.2004, номер патента RU 2285143 C2 от 10.10.2006.

[2] Chernyshov M.V., Murzina (Savelova) K.E., Matveev S.A., Yakovlev V.V. Shock-wave structures of prospective combined ramjet engine // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 618. Paper No. 012068. 10 pp.

[3] Savelova K.E., Alekseeva (Laptinskaya) M.M., Matveev S.A., Chernyshov M.V. Shock-wave structure of prospective combined jet engine // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1959. Paper No. 012043. 9 p.

[4] Усков В.Н., Чернышов М.В. Особые и экстремальные тройные конфигурации скачков уплотнения // Прикладная механика и техническая физика. 2006. Т. 47. № 4. С. 39-53.

[5] Чернышов М.В. Экстремальные тройные конфигурации с отрицательным углом наклона отраженного скачка // Известия вузов. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 82-88.

[6] Azevedo D.J., Liu C.S. Engineering approach to the prediction of shock patterns in bounded high-speed flows // AIAA J. 1993. Vol. 31. No. 1. Pp. 83-90.

[7] Schotz M., Levy A., Ben-Dor G., Igra O. Analytical prediction of the wave configuration size in steady Mach reflection // Shock Waves. 1997. Vol. 7. Pp. 363-372.

[8] Li H., Ben-Dor G. A parametric study of Mach reflection in steady flows // Journal of Fluid Mechanics 1997. Vol. 341. Pp. 101-125.

[9] Омельченко А.В., Усков В.Н., Чернышов М.В. Об одной приближенной аналитической модели течения в первой бочке перерасширенной струи // Письма в Журнал технической физики. 2003. Т. 29. Вып. 6. С. 56-62

[10] Chernyshov M.V., Savelova K.E., Kapralova A.S. Approximate Analytical Models of Shock-Wave Structure at Steady Mach Reflection // Fluids. 2021. Vol. 6. Issue 9. Paper No. 305. 18 p.

[11] Chernyshov M.V., Kapralova A.S., Matveev S.A., Savelova K.E. Stationary Mach Configurations with Pulsed Energy Release on the Normal Shock // Fluids. 2021. Vol. 6. Issue 12. Paper No. 439. 16 p.

[12] Chernyshov M.V., Savelova K.E. An Approximate Analytical Model of a Jet Flow with Mach Reflection and Pulsed Energy Supply at the Main Shock // Fluids. 2023. Vol. 8. Issue 4. Paper No. 132. 16 p.

[13] Чернышов М.В., Савелова К.Э. Приближенно-аналитическая модель струйного течения с маховским отражением и импульсным энерговыделением на главном скачке // Известия вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 49-60.

[14] Trotsyuk A.V., Kudryavtsev A.N., Ivanov M.S. Mach Reflection and Detonation Waves in Steady Supersonic Chemically Reacting Flows // Proceedings of International Conference on Recent Advances in Space Technologies (IEEE Cat. No.03EX743). 2003. Pp. 495-503.

[15] Троцюк А.В., Кудрявцев А.Н., Иванов М.С. Численное исследование стационарных детонационных волн // Вычислительные технологии. 2006. Т. 11. № 52. С. 37-44.

[16] Ben-Dor G. Shock Wave Reflection Phenomena. 2nd Edition. Berlin – Heidelberg – NewYork: Springer, 2007. 342 p.

[17] Tao Y., Liu W., Fan X., Xiong B., Yu J., Sum M. A study of the asymmetric shock reflection configurations in steady flows // Journal of Fluid Mechanics. 2017. Vol. 825. Pp. 1-15.

[18] Roy S., Gopalapillai R. An analytical model for asymmetric Mach reflection configuration in steady flows // Journal of Fluid Mechanics. 2019. Vol. 863. Pp. 242-268.

[19] Lin J., Bai C.-Y., Wu Z.-N. Study of asymmetrical shock wave reflection in steady supersonic flow // Journal of Fluid Mechanics. 2019. Vol. 864. Pp. 848-875.

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ И УГЛА УСТАНОВКИ ЛОПАТОК ЗАВИХРИТЕЛЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СМЕШЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Пэнгюй Чжанг[1], Б.Г.Мингазов[1]
[1] КНИТУ-КАИ им. А.Н.Туполева, Казань

В настоящей работе на основе экспериментального исследования и численного моделирования получены закономерности влияния угла закрутки и формы лопаток на смешение закрученного потока с поперечными струями в жаровой трубе камеры сгорания.

THE EFFECT OF THE FORM AND VANE ANGLE OF THE SWIRLER ON THE MIXING CHARACTERISTICS IN THE COMBUSTION CHAMBER

Pengyu Zhang[1], B.G.Mingazov[1]
[1] KNRTU, Kazan, Russia

In this paper, on the basis of experimental investigation and numerical modeling, the regularities of the influence of the vane angle and vane shape on the spray mixing of the swirled flow with transverse jets in the combustion chamber flame tube are obtained.

1 Введение

Распределение температуры газа в выходном сечении КС имеет решающее значение для ресурса турбинных лопаток, т.к. повышенная окружная неравномерность поля температур газа приводит к перегреву или прогару лопаток соплового аппарата, а эпюра средней температуры по высоте канала определяет работоспособность рабочих лопаток турбины. Вследствие этого определение закономерностей процессов струйного смешения, которые играют решающую роль в формирование характеристик камеры сгорания являются актуальными.

Рассмотрению процессов смешения струй с потоком посвящено значительное число исследований. Однако в них, как правило, отсутствует привязка к условиям протекания процессов в КС и учета многочисленных особенностей, присущих течению закрученного потока в жаровой трубе. Здесь происходит сложное взаимодействие закрученного потока со вторичным воздухом, который в жаровой трубе разделяется на два потока: на поток охлаждающего воздуха и на струи, смешивающиеся с закрученным потоком. Вследствие сложности рассматриваемого течения возникает необходимость проведении экспериментальных и расчетных исследований с применением трехмерного моделирования.

В работах [1-3]. проведены экспериментальные исследования смешения закрученного потока в камерах сгорания, используемых в газотурбинных двигателях,, исследованы конструкции различных типов завихрителей и определены закономерности смешения закруенного потока с поперечными струями.

2 Цель исследований

Целью данной работы являлось определение закономерностей влияния угла крутки и профилирования лопаток на смешение и неравномерность полей температур, а также сопоставления их с экспериментальными данными. В данной работе на основе экспертментальных исследаваний [4] с помощью компьютерного пакета Solidworks 2021 разработаны геометрические модели одноступенчатого осевого завихрителя. В конструкции завихрителя использовались две формы лопаток – прямая и профилированная, а углы установки лопаток (φ) задавались в диапазоне 15°-75° и получены 10 картин течении.

В качестве модели жаровой трубы камеры сгорания был создан цилиндр длиной 420 мм и диаметром 120 мм, с тремя рядами по шесть отверстий диаметром 20 мм каждый.

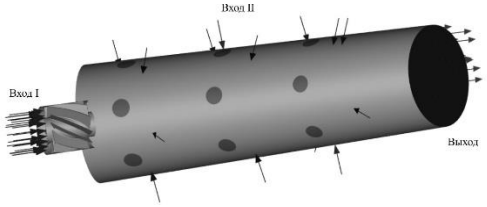


Рис.1. Схема 3Д модели жаровой трубы с входами и выходом

Для обеспечения точности расчета при разбиении расчетной области на сетки использовался метод глобальной тетраэдрической сетки, уточнение сетки производилось вокруг лопаток завихрителя, а также в области соединения поля течения. Численные расчеты проводились с использованием ANSYS Fluent 2021.

3 Анализ результатов исследований

Как показано на рис. 2., в жаровой трубе завихрителя с прямыми лопатками высокотемпературный поток воздуха, проходящий через завихритель, смешивается с вторичным низкотемпературными струями воздуха, втекающими через первый ряд отверстий, образуя в головной части жаровой трубы зону обратного тока (ЗОТ), т.е. область, окруженную линиями изоскорости с осевой скоростью $C_x = 0$ м/с . Видно, что размер ЗОТ возрастает с увеличением угла закрутки лопаток завихрителя.

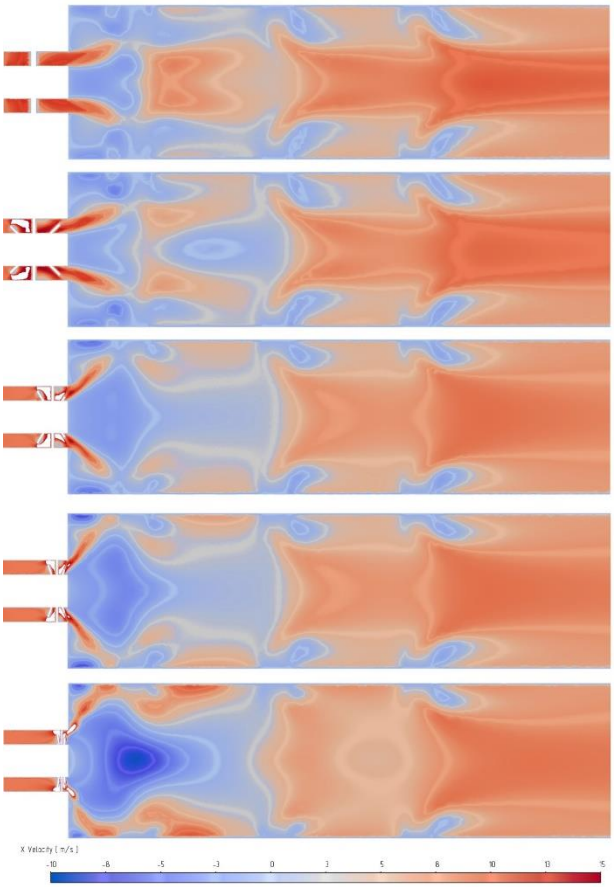


Рис.2. Распределение осевой скорости в средней продольном сечении жаровой трубы завихрителя с прямыми лопатками: на картинках сверху вниз углы установки лопаток составляют $\varphi = 15°, 30°, 45°, 60°$ и $75°$

На рис. 3. показано распределение температуры в поперечном сечениях жаровой трубы с различными углами установки профилированных лопаток завихрителя на расстоянии $X_{см} = 50$мм, т.е. $X_{см}/D = 0{,}416$. Низкотемпературный вторичный поток воздуха, поступающий через три ряда отверстий образует «холодное ядро» в центре смесителя, с увеличением угла закрутки лопаток до 60° «холодное ядро» постепенно размывается по радиусу смесителя при дальнейшем увеличении угла закрутки появляется закрученный шнур некоторой части горячего воздуха и на оси смесителя повышается температура, вследствие чего увеличивается неравномерность полей температуры возрастает.

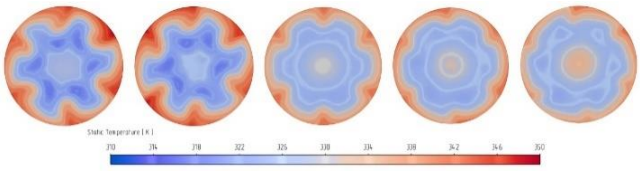


Рис.3. Распределение поля температуры в поперечном сечении жаровой трубы завихрителя с профилированными лопатками при осевом положении $X_{см} = 50$мм: на картинке слева направо показаны углы установки лопаток $\varphi = 15°, 30°, 45°, 60°$ и $75°$

Исследовался процесс смешения закрученной струи с поперечными струями в жаровых трубах с десятью вариантами заверителей и разными углами и с разными типами лопаток. В результате численного моделирования были получены зависимости коэффициента смешения m и неравномерности полей температур Θ от угла закрутки φ. Из приведённых графиков на рис.4. следует, что профилированные лопатки позволяют получить более равномерное поле температур, по сравнению с прямыми. Очевидно это связано с тем, что завихрители с профилированными лопатками имеют меньшие потери, благодаря чему достигаются более высокие скорости течения и лучшее смешение. Также можно заметить что с увеличением угла закрутки до угла 60° происходит уменьшение неравномерности. Дальнейшее увеличение крутки до 75° приводит к возрастанию потерь и к ухудшению смешения. Сопоставление приведенных результатов расчетов с экспериментальными данными, проведенными в работе [3] в аналогичных условиях показали достаточно хорошее соответствие.

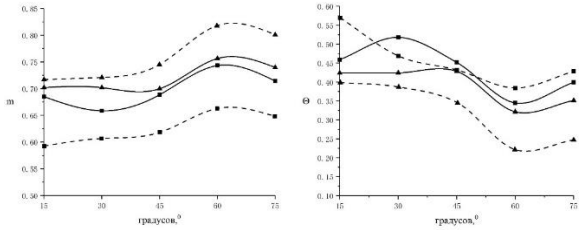


Рис.4. Зависимость m и Θ от угла закруткилопаток завихрителя φ при различных формах лопаток: ■ - завихритель с прямыми лопатками; ▲ - завихритель с профилированнами

лопатками; ─ : данные численного моделирования; --- : экспериментальные данные.

4 Заключение

1.Получено, что уменьшение гидравлических потерь в завихрителях с профилированными лопатками способствует снижению неравномерности полей температур на 15% по сравнению с прямыми лопатками.

2.Смешение струи с потоком улучшается с увеличением крутки лопаток до 60° , дальнейшее увеличение угла приводит к его уменьшению, в связи с ростом потерь в межлопаточном канале завихрителя.

3.Установлено, что минимальная неравномерность поля температуры на выходе из ЖТ обеспечивается завихрителем с профилированными лопатками и углом установки лопаток, равным 60°.

Список использованных источников

[1] Мингазов, Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: учебное пособие / Б.Г. Мингазов. – Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ. - 2023. - 288 с.

[2] Лефевр, А.Х. Процессы в камерах сгорания ГТД / А.Х. Лефевр. – Пер. с англ. М.: Мир. - 1986. - 566 с.

[3] Пугач К.С. Доводка поля температур на выходе из малоэмисионной камеры сгорания методами трехмерного моделирования / К.С.Пугач // Компьютерные исследования и моделирование. Ижевск, 2014. – № 6. – С. 901 - 909.

[4] Сулаиман, А.И. Исследование смешения потоков за фронтовым устройством камеры сгорания газотурбинных двигателей / А.И. Сулаиман, Б.Г. Мингазов, Ю.Б. Александров, Т.Д. Нгуен // Известия высших учебных заведений Авиационная техника. Казань, 2019. – № 2. – С. 102 - 107.

РАЗРАБОТКА РЕГРЕССИОННОЙ МОДЕЛИ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ВЫХОДЕ ИЗ МНОГОФОРСУНОНЧОЙ КС ГТД

В.Д. Чигищев, Д.С. Рассказчиков, В.Д. Ревков, Н.С. Миронов, И.А. Зубрилин
ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара, Россия

Рассмотрена проблема прогнозирования неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания газотурбинного двигателя при доводке на узловом стенде. Разработана регрессионная модель оценки неравномерности поля температуры на выходе из многофорсуночной камеры сгорания. Определены дальнейшие доработки разработанной модели.

DEVELOPMENT OF THE REGRESSION MODEL FOR MULTI-NOZZLE GAS TURBINE COMBUSTOR OUTLET TEMPERATURE NON-UNIFORMITY

V.D. Chigischev, D.S. Rasskazchikov, V.D. Revkov, N.S. Mironov, I.A. Zubrilin
JSC Kuznetsov, Samara, Russia

The prediction of gas turbine combustor outlet temperature non-uniformity during the bench refinement is considered. The regression model for multi-nozzle gas turbine combustor outlet temperature non-uniformity evaluation is proposed. Future enhancements concerning said regression model are defined.

1 Введение

Актуальность снижения неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания (КС) газотурбинного двигателя (ГТД) обусловлена необходимостью обеспечения требуемого ресурса деталей турбины: в первую очередь, лопаток рабочих колёс (РК) и сопловых аппаратов (СА). Применение материалов с повышенной жаростойкостью и жаропрочностью для изготовления лопаток турбины приводит к удорожанию изделия, а увеличение количества охлаждающего воздуха приводит к снижению параметров эффективности двигателя. Поэтому, наряду с работами по интенсификации системы охлаждения лопаток турбины, при проектировании и доводке ГТД проводят работы по снижению неравномерности поля температуры газа на выходе из КС.

Различают радиальную и окружную неравномерность поля температуры газа. Радиальная неравномерность выражается в превышении средней по окружности температуры газа относительно среднемассового значения в сечении на выходе из КС, а окружная – в превышении локального значения в том или ином угловом положении.

Лопатки РК воспринимают только радиальную неравномерность температуры газа, а лопатки СА – и радиальную, и окружную. Радиальная неравномерность у корня лопатки РК опасна с точки зрения обеспечения прочности – напряжения в корневом сечении максимальны из-за действия центробежной силы, а на периферии – с точки зрения обеспечения целостности бандажной полки, снижающей амплитуду колебаний лопаток и перетекание в радиальном зазоре [1]. Лопатки СА не нагружены центробежной силой, поэтому радиальная неравномерность для них не так критична, но окружная опасна с точки зрения обеспечения целостности пера каждой лопатки.

Существует несколько вариантов определения параметров неравномерности поля температуры газа. Максимальная неравномерность поля температуры газа определяется по следующим формулам:

$$\Theta_{max} = (T^*_{Г\,max}-T^*_{Г\,min})/(T^*_{Г\,ср}-T^*_{К}), \quad (1)$$

где $T^*_{Г\,max}$ — максимальная температура на выходе из КС, $T^*_{Г\,min}$ — минимальная температура на выходе из КС, $T^*_{Г\,ср}$ — средняя температура на выходе из КС, $T^*_{К}$ — средняя температура на входе в КС.

$$\Theta_{max} = (T^*_{Г\,max}-T^*_{Г\,ср})/(T^*_{Г\,ср}-T^*_{К}) \quad (2)$$

$$\Theta_{max} = (T^*_{Г\,max}-T^*_{К})/(T^*_{Г\,ср}-T^*_{К}) \quad (3)$$

Формулы (1), (2) и (3) приведены в [2], [3] и [4] соответственно. Максимальная неравномерность поля температуры газа на выходе из КС может быть использована для предварительной оценки теплового состояния СА на этапе проектирования. Однако, на этапе доводки необходимо оценивать и

прогнозировать распределение по высоте проточной части (ПЧ) радиальной и окружной неравномерности.

В [4] также приведены формулы для раздельного определения максимальных окружной и радиальной неравномерностей (формулы 4 и 5 соответственно):

$$\Theta^{max}_{\varphi} = (T^*_{\Gamma\,max} - T^*_{i\,cp})/(T^*_{\Gamma\,cp} - T^*_{K}) \quad (4),$$

где $T^*_{i\,cp}$ – средняя по окружности температура на выходе из КС в том же сечении i по высоте ПЧ, что и $T^*_{\Gamma\,max}$;

$$\Theta^{max}_{h} = (T^*_{i\,cp\,max} - T^*_{K})/(T^*_{\Gamma\,cp} - T^*_{K}) \quad (5),$$

где $T^*_{i\,cp\,max}$ – максимальная из средних по окружности температур на выходе из КС.

Параметры, рассчитанные по формулам 4 и 5, характеризуют наиболее теплонапряжённые сечения по высоте лопаток РК и СА. С другой стороны, максимальные и средние температуры в разных сечениях по высоте ПЧ могут отличаться несущественно (например, в соседних сечениях в ядре потока или в корневом и периферийном сечениях). В этом случае доводка КС на узловом стенде по полю неравномерности температуры газа на выходе из неё может привести к отрицательному результату даже при точном понимании степени влияния того или иного конструктивного параметра на температуру в точке замера. Снижение максимальной температуры достигается за счёт точечного воздействия, в результате чего вторая по величине температура в поле в любом случае может быть снижена только в следующей итерации доводки. Снижение средней температуры в сечении по высоте ПЧ с максимальной температурой приведёт к повышению средних температур в других сечениях, среди которых может оказаться сечение со второй по величине средней температурой. Кроме того, средняя температура в сечении с максимальной локальной температурой необязательно будет максимальной из средних по сечениям.

В связи с вышеизложенными обстоятельствами, необходимо разработать математическую модель для прогнозирования с удовлетворительной точностью распределения по высоте ПЧ радиальной и окружной неравномерности поля температуры газа на выходе из КС. Окружная и радиальная неравномерности определяются в этом случае по формулам 6 и 7, аналогичным формулам 3 и 5, но для каждого сечения по высоте ПЧ:

$$\Theta_{окр\,i} = (T^*_{i\,max} - T^*_{K})/(T^*_{\Gamma\,cp} - T^*_{K}) \quad (6),$$

где $T^*_{i\,max}$ – максимальная температура в сечении i по высоте ПЧ;

$$\Theta_{рад\,i} = (T^*_{i\,cp} - T^*_{K})/(T^*_{\Gamma\,cp} - T^*_{K}) \quad (7),$$

где $T^*_{i\,cp}$ – средняя температура в сечении i по высоте ПЧ.

При оценке точности регрессионной модели в прогнозировании радиальной и окружной неравномерности целесообразно сравнивать прогнозируемые и фактические поля относительных температур, построенные по всем точкам замера:

$$\Theta_{ij} = (T^*_{ij} - T^*_{K})/(T^*_{\Gamma\,cp} - T^*_{K}) \quad (8),$$

где T^*_{ij} – температура, замеренная в сечении i по высоте ПЧ, в положении j по окружности КС.

2 Математическая модель

При разработке регрессионной модели использованы данные узловых испытаний многофорсуночных КС, схожих конструктивно, но отличающихся пропускными способностями фронтового устройства по воздуху и топливу (обозначены «изделие 1» и «изделие 2»). Замеры температуры на выходе из КС осуществляются поворотной турелью с 6-титочечной термогребёнкой при атмосферном давлении на выходе и подогреве воздуха на входе. Точки замера по окружности расположены напротив каждой форсунки. Отверстия, используемые при доводке КС на узловом стенде по полю неравномерности температуры газа на выходе из неё, показаны на рисунке 1.

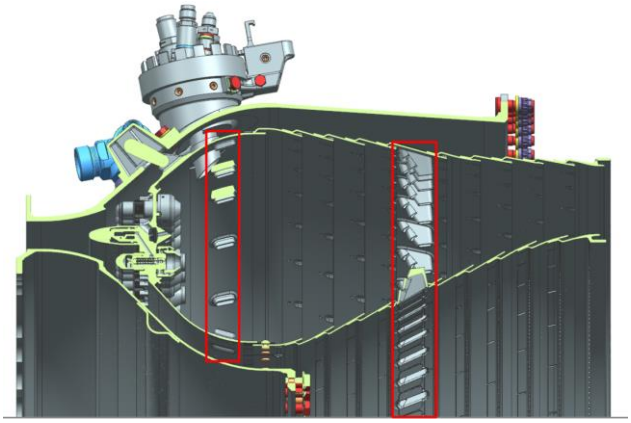


Рис. 1. Отверстия, используемые при доводке

В таблице 1 представлена максимальная полученная сходимость влияния параметров отверстий, используемых при доводке, на относительные температуры на выходе из КС изделий 1 и 2 на основе коэффициента детерминации R^2 – статистической меры, показывающей насколько хорошо регрессионная модель объясняет вариацию зависимой переменной.

Объем выборки для изделия 1 составил 30 комплектов, для изделия 2 – 14.

Таблица 1. Значение R^2 для изделий 1 и 2

Изделие	R^2					
	1 пояс	2 пояс	3 пояс	4 пояс	5 пояс	6 пояс
1	0.223	0.447	0.532	0.569	0.529	0.409
2	0.227	0.396	0.436	0.464	0.411	0.231

Для дополнительной проверки полученных результатов на адекватность рабочему процессу в КС использованы результаты численного расчёта в секторной постановке [5].

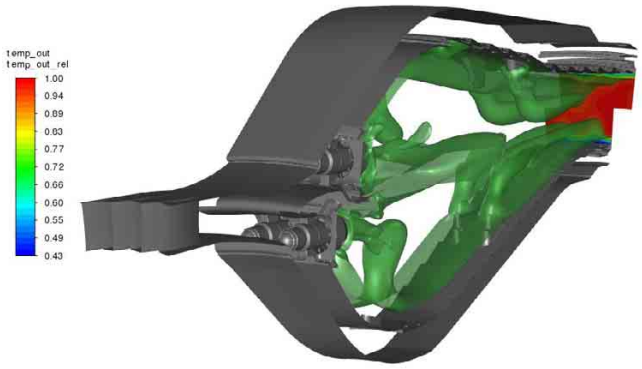


Рис. 2. Наложение изоповерхности температуры газа в объёме ЖТ на поле распредлеение температуры газа на выходе из КС

На данный момент математическая модель имеет ряд ограничений.

1. В качестве обучающей выборки использованы результаты доводки КС по полю неравномерности температуры газа на выходе из неё при удовлетворении требованиям по превышению минимально допустимого перепада давления на стенках жаровой трубы (ЖТ). При этом перепад давления существенно отличается в разных итерациях доводки, что также приводит к изменению пробивных способностей струй воздуха из отверстий в ЖТ, как и изменение размеров этих отверстий.
2. КС из обучающей выборки отличаются фактическими пропускными способностями форсунок по топливу и воздуху из-за отклонений при изготовлении в рамках одного изделия, а для разных изделий это обусловлено различиями в конструкторской документации (КД). С учётом большого количества форсунок, это создаёт дополнительную неопределённость.
3. Для достоверной оценки адекватности результатов, полученных по предложенной регресионной модели, требуется проведение численных расчётов при каждом сочетании размеров отверстий, изменяемых при доводке, и каждом фактическом распределении расходов топлива и воздуха по форсункам. Такое количество расчётных случаев требует значительных затрат вычислительных ресурсов.

Для устранения первых двух ограничений разработана программа инженерных испытаний технологической КС для оценки изолированного и совместного влияния конструктивных параметров на неравномерность температуры газа на выходе из неё при сохранении перепадов на стенках ЖТ постоянными. В рамках каждой итерации доводки изменение конструктивных параметров выполняется единообразно в выбранных секторах для исключения влияния соседних отверстий подвода воздуха.

Для устранения третьего ограничения необходима разработка гидравлической модели КС, идентификация которой должна быть выполнена на основании результатов численных расчётов рабочего процесса.

3 Заключение

Выполнен анализ применяемых подходов оценки неравномерности поля температуры газа на выходе из КС. В рамках выбранной методологии разработана регрессионная модель, позволяющая с удовлетворительной точностью прогнозировать значения искомого параметра на основании параметров отверстий подвода воздуха в зону горения и зону смешения. Выявлены ограничения разработанной модели и сформулированы пути их устранения.

Список использованных источников

[1] Н.И. Старцев Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей и приводов энергетических установок. Кн. 1. Основы проектирования ГТД. Конструктивные схемы. Компрессоры. Турбины: учеб. / Н.И. Старцев. – М.: «Инновационное машиностроение», 2018. – 399 с.: ил.

[2] Янковский В.М., Евин О.А., Григоренко П.П., Дятлов И.Н. Анализ возможности доводки неравномерности температурного поля основных КС путём изменения режима работы первичной зоны. - ИВУЗ, «Авиационная техника», 1981, №3, с. 104-107.

[3] Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. - М.: Мир, 1986. - 566 с., ил.

[4] Полякова М.В. Статистический анализ и обобщенные зависимости неравномерности полей температуры газа перед турбиной от основных параметров камер сгорания ГТД. Труды ЦИАМ №891, 1980. - 44 с.

[5] Чигищев В.Д., Туманов А.А., Кручинина Ю.С., Ревков В.Д. Разработка расчётной модели рабочего процесса в керосиновой многофорсуночной КС ГТД. Материалы международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова, 18-20 июня 2025 г.

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ЛОПАТОК ЗАВИХРИТЕЛЯ НА ПОТЕРИ ДАВЛЕНИЯ ВО ФРОНТОВОМ УСТРОЙСТВЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

Р.Р. Шарафутдинов[1], Ван Фуюй[1], Ю.Б. Александров[1]
[1] КНИТУ-КАИ, Казань

В работе исследуется влияние геометрии лопаточного завихрителя на потери в потоке. Межлопаточный канал исследуемых моделей представлял собой конфузор, поэтому для оценки степени конфузорности был введен параметр определяющий степень конфузорности. Получены обобщенные графики зависимостей угла отклонения потока и потерь в решетке от густоты и степени конфузорности для завихрителей с разными конструкциями лопаток (межлопаточного канала).

INFLUENCE OF THE SHAPE OF THE SWIRLER BLADES ON THE PRESSURE LOSS IN THE FRONT DEVICE OF THE GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

R.R. Sharafutdinov[1], Wang Fuyu[1], Yu.B. Aleksandrov[1]
[1] KNRTU-KAI, Kazan, Russia

The paper studies the influence of the blade swirler geometry on the flow losses. The interblade channel of the models under study was a confuser, so a parameter determining the degree of confusivity was introduced to assess the degree of confusivity. Generalized graphs of the flow deflection angle and cascade losses dependence on the density and degree of confusivity for swirlers with different blade designs (interblade channel) were obtained.

1. Введение

Фронтовое устройство камеры сгорания является сложным и важным элементом ГТД, обеспечивающим эффективное и экологически чистое сгорание топлива. Его конструкция и характеристики оказывают существенное влияние на работоспособность и экономичность двигателя.

В современных камерах сгорания газотурбинных двигателей (ГТД) распределение воздуха является ключевым фактором, влияющим на эффективность сгорания, эмиссию вредных веществ, стабильность пламени и температурный профиль на выходе из камеры. Способ распределения воздуха тесно связан с типом камеры сгорания и технологиями, применяемыми для снижения эмиссии.

В современных малоэмиссионных камерах большая часть воздуха (до 80-90%) подается для предварительного смешивания с топливом. Минимальное количество воздуха подается во вторичную зону и зону смешения. В этой связи к фронтовому устройству камеры сгорания и в частности к лопаточному завихрителю предъявляются повышенные требования по формированию топливовоздушной смеси и стабилизации ее горения. Показатели работы завихрителя зависят от его конструкции. Выбор типа завихрителя, количества лопаток и их угла установки - это компромисс между несколькими важными факторами, влияющими на характеристики смесеобразования, стабилизации пламени и потери давления. Увеличение количества лопаток и их угла установки, как правило, увеличивает потери давления в завихрителе. Это связано с увеличением площади поверхности, контактирующей с потоком воздуха, и увеличением вихреобразования. Напротив, уменьшения этих значений может привести к неравномерному распределению потока на выходе из завихрителя, что негативно сказывается на смесеобразовании, образования зоны обратных токов и стабильности пламени [1-3].

В литературных источниках встречается мало сведений по конструкции лопаточных завихрителей камер сгорания ГТД. Имеются сведения по влиянию угла установки лопаток на процессы смешения, однако практически не имеется сведений про форму лопаток и характер межлопаточного канала (диффузорный, конфузорный или без изменения площади в межлопаточном канале), сведений про влияние формы лопаток на потери давления во фронтовом устройстве. Данная работа направлена на исследование влияния геометрии лопаточного завихрителя на потери в потоке.

2. Основная часть

Геометрические и относительные геометрические параметры в исследовании приняты такими же как обычно принимаются для лопаточных решеток: хорда лопатки, шаг решетки, густота решетки (отношение хорды лопатки к шагу решетки).

Самыми простыми по конструкции являются прямые лопатки установленные под необходимым углом к оси завихрителя, течение в межлопаточном канале такого завихрителя показана на рис. 1. Однако применение такого варианта неприемлемо по следующим причинам:

- поток перед завихрителем на расчетных режимах ГТД имеет преимущественно осевое направление, поэтому такая лопатка имеет аэродинамику плохо обтекаемого тела и на поверхности лопаток возникают отрывы (рис. 1, а), которые поджимая межлопаточный канал вызывают ускорение потока (рис. 1, б);

- такие лопатки обеспечивают поворот потока на необходимый угол только при большом количестве лопаток (рис. 1, б).

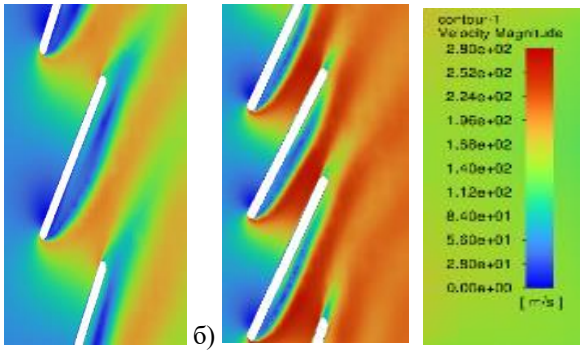
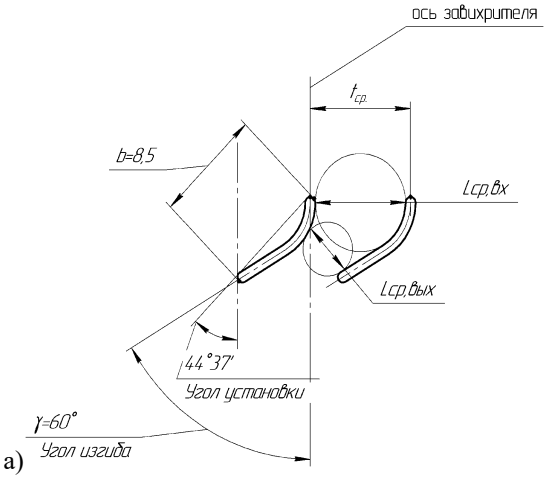


Рис. 1. Обтекание плоских лопаток
а) малая густота решетки; б) увеличенная густота решетки

Для исследования были созданы 3D модели завихрителей с разными конструктивными углами, соответствующих углам выхода потока в 30°,45° и 60° и разной густотой решетки. Геометрия лопаток и соответствующего им межлопаточного канала приведена на рис. 2.



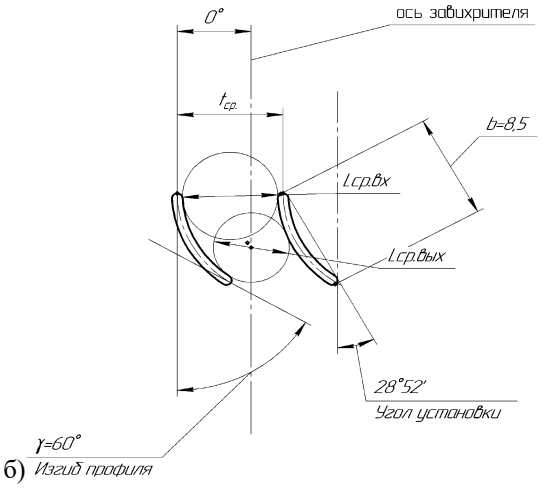


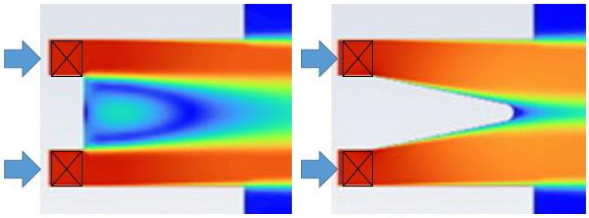
Рис. 2. Геометрия исследуемых завихрителей
а) лопатка «со скруглением»; б) лопатка «со средней линией по дуге окружности»

Прототипом для завихрителей «со скруглением» послужила конструкция, применявшаяся на серийных двигателях. Конструкция лопатки «со средней линией по дуге окружности» получена изгибом плоской пластины по дуге окружности (средняя линия лопаток в компрессорных ступенях ранних конструкций представляла собой также дугу окружности). Все лопатки имеют одинаковую толщину профиля и длину хорды.

Межлопаточный канал исследуемых моделей представлял собой конфузор, поэтому для оценки степени конфузорности был введен параметр определяющий степень конфузорности (отношение диаметра вписанной в межлопаточный канал окружности на входе к диаметру вписанной окружности на выходе)

Для определения отклонения потока от заложенного конструкцией был введен параметр δ – угол отклонения потока, равный разности угла потока на выходе из решетки и конструкционного угла лопатки на выходе.

Для обеспечения возможности оценки потерь вносимым непосредственно межлопаточным каналом за завихрителем был установлен обтекатель, представляющий собой параболоид вращения и обеспечивающий отсутствие зоны возвратных течений за втулочным сечением завихрителя (рис. 3). Параметры потока при численном расчете замерялись на расстоянии равном в две хорды от входного участка, при этом входное сечение располагалось от выходной кромки лопатки всегда на одном расстоянии одной хорды против движения потока. Такие расстояния были выбраны по данным литературных источников, исходя из необходимости выравнивания потока перед и за решеткой.



а б

Рис. 3. Проверка обтекателя путем численного расчета: а – первоначальная конструкция; б – с обтекателем

В исследовании были получены обобщенные графики зависимостей угла отклонения потока и потерь в решетке от густоты и степени конфузорности для завихрителей с разными конструкциями лопаток (межлопаточного канала).

3. Заключение

Полученные зависимости показывают, что существуют определенная густота решетки при которой обеспечивается закрутка потока на необходимый угол. Излишнее увеличение густоты введет к увеличению потерь и сильному ускорению потока на выходе, при недостаточной густоте не обеспечивается поворот потока на необходимый угол. Потребная густота решетки определяется конструкцией лопаток (межлопаточного канала). В совокупности с результатами исследования влияния геометрии лопаток (параметров потока, определяемых геометрией) на процессы смешения можно конструировать завихрители, обеспечивающие наилучшие характеристики по потерям и смешению.

Список использованных источников

[1] Н.С. Храмков Современное состояние и перспективы развития камер сгорания газотурбинных двигателей. International Journal of Humanities and Natural Sciences, vol. 10-5 (97), 2024, p. 90-91.

[2] Лефевр А.Х. Процессы в камерах сгорания ГТД: пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с.

[3] Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines / Y. Liu, X. Sun, V. Sethi et al. // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 94. P. 12–45.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО АНАЛИЗА К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ДИФФУЗОРА КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД

Д.Р. Юкина[1], Д.С. Борисов[1], К.К. Симовин[2], И.В. Чечет[1], С.Г. Матвеев[1], А.В. Благов[1]
[1]Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, Самара, Россия
[2]Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия

В работе исследовано применение методов машинного обучения для проектирования диффузора камеры сгорания ГТД. Геометрия модели диффузора описывается тремя параметрами. В модели представлена имитация фронтовой плиты и входа в кольцевые каналы. Расчёты проводились в программном комплексе численного моделирования Ansys Fluent с целью поиска потери полного давления. Сформирована база данных из параметров, определяющих диффузор, и потерь при заданных условиях. Для машинного обучения использованы алгоритм градиентного бустинга CatBoost и рекуррентная нейронная сеть LSTM. Предсказания на основе метода CatBoost показали лучшую точность при сопоставлении с CFD-расчётами. Применённый подход позволяет проектировать диффузор камеры сгорания ГТД, сокращая время и вычислительные ресурсы.

THE INTELLIGENT ANALYSIS METHODS APPLICATION FOR THE DESIGN OF THE GTE COMBUSTOR DIFFUSER

D.R. Yukina[1], D.S. Borisov[1], K.K. Simovin[2], I.V. Chechet[1], S.G. Matveev[1], A.V. Blagov[1]
[1]Samara University, Samara, Russia
[2]ITMO University, St. Petersburg, Russia

This paper investigates the application of machine learning methods for the design of a GTE combustion chamber diffuser. The geometry of the diffuser model is described by three parameters. The model presents a simulation of the front plate and the entrance to the annular channels. The calculations were performed in the Ansys Fluent numerical simulation software package in order to find the total pressure loss. A database of parameters defining the diffuser and losses at given conditions was generated. CatBoost gradient bousting algorithm and LSTM recurrent neural network were used for machine learning. The predictions based on CatBoost method showed better accuracy when compared with CFD calculations. The applied approach allows to design the diffuser of GTE combustion chamber, reducing time and computational resources.

1 Введение

Проектирование камер сгорания (КС) – сложный и трудоёмкий процесс, который включает в себя множество различных этапов. На начальных этапах проектирования используются упрощенные одномерные расчёты, полученные на основе существующих методик, которые, как правило, опираются на конструкции прототипов КС. Эти методики помогают определить основные размеры, параметры и характеристики КС. Далее по размерам создаётся геометрическая модель для последующих CFD-расчётов, на основе результатов которых следует доводка, которая позволяет совершенствовать конструкцию КС.

Большое количество различных этапов проектирования необходимо для детального изучения и моделирования всех процессов, которые могут возникнуть в камере сгорания. Такой тщательный подход необходим для того, чтобы КС соответствовала большому количеству требований, которые предъявляются к ней. Одним из важных требований является обеспечение минимальных потерь полного давления. Около двух третей всех потерь полного давления связаны с процессами горения и смесеобразования, оставшаяся часть приходится на диффузор.

Диффузор – один из важных узлов КС, который служит для торможения воздушного потока за компрессором, равномерного его распределения по кольцевым каналам и обеспечивает устойчивость процесса горения. Снижение потерь полного давления в диффузоре улучшает характеристики КС [1, 2].

В настоящее время методы машинного обучения активно внедряются в технологические процессы аэрокосмической отрасли. Однако, при проектировании различных узлов ГТД методы

машинного обучения не так распространены. Одним из препятствий к этому является сложность формирования базы данных различных параметров для множества вариантов конструкций, которую можно было бы использовать для обучения.

Применение методов машинного обучения при проектировании узлов ГТД позволит значительно сократить время поиска решений, быстро и с достаточной точностью прогнозировать результаты на основе предиктивной аналитики.

Целью данной работы является рассмотрение подхода к проектированию отрывного диффузора КС ГТД на основе методов машинного обучения.

2 Методы и математическая модель

Предиктивная аналитика — это комплексный подход, объединяющий методы интеллектуального анализа данных (ИАД) и прогнозного моделирования с целью предсказания будущих событий [3]. Она включает в себя набор инструментов и методов, таких как статистические модели, машинное обучение и обработка больших данных, которые позволяют выявлять закономерности и строить прогнозы. В данном исследовании под предиктивной аналитикой понимается подход, который позволяет прогнозировать параметры для проектирования диффузора камеры сгорания газотурбинного двигателя при заданных условиях.

В работе были рассмотрены следующие методы машинного обучения: алгоритм градиентного бустинга и нейросетевые модели.

В качестве объекта исследования выбран отрывной диффузор традиционной схемы, который представлен на рисунке. На начальном этапе была сформирована база данных геометрических размеров, описывающих диффузор. Целевой функцией для расчётов являлось определение потерь полного давления, для вычисления которых для каждого варианта геометрии диффузора использован программным комплекс Ansys. Входящие в этот комплекс инструменты позволяют автоматизировать расчёты для множества вариантов конструкций диффузоров. Их количество удалось сократить за счёт описания геометрии диффузора тремя параметрами: $L_д$ – длина диффузора, β – угол нацеливания диффузора, α – угол раскрытия внутренней стенки диффузора (см. рисунок). Чем меньше параметров, тем более качественно проходит машинное обучение. Угол раскрытия внешней стенки диффузора зависит от углов α и β и определяется из условия, что площади в поперечном сечении на выходе из диффузора равны. Угол раскрытия диффузора изменялся от 0º до 37º. Угол раскрытия внутренней стенки диффузора α изменялся от 0º до 11º. Угол нацеливания диффузора β изменялся от -6º до 6º. Длина диффузора $L_д$ была ограничена диапазоном от 0,05 до 0,07 м. Угловые размеры перебирались с шагом 0,1º, а линейный размер с шагом 0,005 м. Выбор диапазонов варьирования параметров основывался на методиках одномерного проектирования [2, 4, 5].

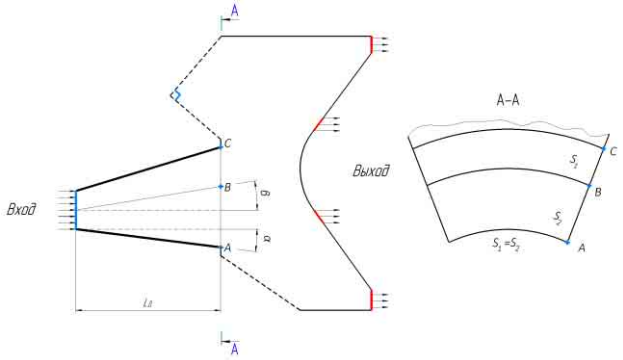


Рисунок. Схема диффузора

Элементы внутреннего и внешнего корпуса выбраны линейными для упрощения автоматического построения конечно-элементной модели (КЭМ). В данном исследовании проводилась имитация фронтовой плиты. Положение и размеры входного и выходного сечений оставались неизменными. Стенки, изображенные пунктирными линиями на рисунке, изменяют свое положение при варьировании геометрических параметров.

Для трёхмерного CFD-расчёта рассмотрен сектор диффузора кольцевой КС, который составил 10°. Создана КЭМ с максимальным размером элемента – $1{,}2\cdot10^{-3}$ м и минимальным – $1{,}5\cdot10^{-4}$ м. Количество элементов в модели во всех вариантах расчёта составило около 200 тыс. элементов. Ортогональное качество элементов модели 0,2. Построенная КЭМ обеспечивала удовлетворительное соотношение качества и длительности расчёта.

Расчёты выполнялись для давлений порядка 5,2 МПа на входе, что соответствует взлётному режиму работы перспективных КС.

В программном комплексе Ansys Fluent было рассчитано более 12000 вариантов конструкций диффузора, итоговая обучающая база имеет четыре параметра. База использована для двух методов машинного обучения: алгоритм градиентного бустинга CatBoost и рекуррентная нейросетевая модель с архитектурой LSTM. Данные методы были выбраны в связи с тем, что CatBoost эффективно работает с таблицами и в условиях ограниченного объёма данных, метод LSTM хранит информацию продолжительное время, позволяет моделировать нелинейные взаимодействия и не требует большого количества данных.

3 Обсуждение результатов

Результаты прогнозов данных методов верифицированы по CFD-расчёту. Для сравнения потерь, предсказанных методами машинного

обучения и потерь, полученных в результате расчёта в CFD, определяется относительная погрешность. Результаты сравнения предсказанных параметров с CFD-расчётом находятся в допустимых пределах.

Метод CatBoost показал наибольшую точность предсказания по сравнение с методом LSTM, что может быть связано с недостаточным объёмом обучающей базы данных для модели нейронной сети рекуррентного типа. Также на точность результата может влиять то, какие параметры принимаются на вход, так как в разных случаях точность предсказания менялась.

4 Заключение

В результате работы была сформирована база данных конструкций отрывного диффузора, содержащая три геометрических параметра, описывающих диффузор, и значения потери полного давления для каждого варианта конструкции.

Применены метод алгоритма градиентного бустинга над деревьями решений CatBoost и модель рекуррентной нейронной сети с архитектурой LSTM. Среди рассмотренных методов наиболее высокую точность прогноза продемонстрировал метод CatBoost.

В данном исследовании была рассмотрена возможность применимости методов машинного обучения к задачам проектирования на примере отрывного диффузора с тремя геометрическими параметрами. Данный подход показал свою перспективу для дальнейшего исследования, которое требует формирования базы данных разных типов диффузоров с различными присоединительными размерами.

Прогнозирование геометрии диффузора при помощи методов машинного обучения позволяет значительно сократить время на начальных этапах проектирования, не требует больших вычислительных ресурсов и обеспечивает приемлемую точность результата.

Список использованных источников

[1] А. Лефевр. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Изд-во Мир. 1986. – 566 с.

[2] А.В. Григорьев, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон. Теория камеры сгорания. Под ред. О.А. Рудакова. Санкт-Петербург: Наука. 2010. –227 с.

[3] R. Klimberg. Fundamentals of Predictive Analytics with JMP, Third Edition. SAS Institute. 2023. – 494 p.

[4] Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев, Ю. Л. Ковылов, В. Е. Резник, Ю. И. Цыбизов. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. Самара: СНЦ РАН. 2002. – 527 с.

[5] Ф.М. Давлетшин, А.А. Овчинников, Н.А. Николаев. Интенсификация теплообмена при дисперсно-кольцевом течении газожидкостного потока в каналах. Казань: Казанский федеральный университет. 2001. – 87 с.

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ГОРЕЛОЧНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ СЖИГАНИЯ ГАЗООБРАЗНОГО ТОПЛИВА

Д.В. Якушкин[1], И.А. Зубрилин[1], А.А. Туманов[1], В.В. Ястребов[1], К.В. Преснова[1]
[1] Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара

В работе представлены результаты оптимизации отверстий подачи газового топлива в горелочном устройстве для повышения характеристик камеры сгорания. На первом этапе было проведено исследование влияния радиального распределения топлива в канале смешения на характеристики камеры сгорания. Было выявлено, что для обеспечения минимальных выбросов NOx при максимальной полноте сгорания необходимо обеспечить распределение концентрации топлива в канале предварительного смешения с максимумом в центре канала. На втором этапе с помощью многокритериальной оптимизация была получена конструкция обеспечивающая необходимый распределение концентрации топлива.

MULTICRITERIA OPTIMISATION OF BURNER DESIGN FOR GASEOUS FUEL COMBUSTION

D.V. Yakushkin[1], I.A. Zubrilin[1], A.A. Tumanov[1], V.V. Yastrebov[1], K.V. Presnova[1]
[1] Samara University, Samara, Russia

The paper presents the results of optimisation of gas fuel supply orifices in the burner device to improve the combustion chamber characteristics. At the first stage, the influence of radial fuel distribution in the mixing channel on the combustion chamber characteristics was investigated. It was found that in order to ensure minimum NOx emissions with maximum combustion completeness, it is necessary to ensure the distribution of fuel concentration in the premixing channel with a maximum in the centre of the channel. In the second stage, a design providing the required fuel concentration distribution was obtained using multi-criteria optimisation.

1 Введение

Высокая конкуренция и ужесточение законодательных норм по эмиссии вредных веществ газотурбинными двигателями и энергетическими установками требуют непрерывного совершенствования методик проектирования и доводки их узлов. Одним из важных факторов влияния на выбросы, полноту сгорания и неравномерность температурного поля на выходе из камеры сгорания является характеристики смешения топлива с воздухом. При этом характеристики смешения топлива с воздухом определяются горелочным устройством, что позволяет управлять характеристиками камеры сгорания (КС) за счет минимальных конструктивных изменений. Все вышесказанное делает актуальной задачу проектирования горелочного устройства (ГУ).

2 Исследуемое горелочное устройство

Рассматриваемое ГУ [1] включает в себя лопаточный завихритель, канал смешения, пилотный и основной контура подвода топлива (рис. 1). Подвод топлива через основной контур осуществляется перпендикулярно потоку воздуха через отверстия в лопаточном завихрителе. В межлопаточном пространстве и канале смешения топливо смешивается с закрученным воздухом перед попаданием в жаровую трубу. Смешение в ГУ характеризуется величиной неравномерности концентрации топлива и профилем распределения концентрации топлива на выходе из канала смешения горелочного устройства.

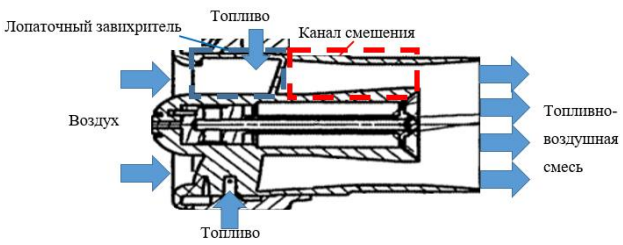


Рис. 1. Схема исследуемого горелочного устройства

3 Исследование влияния радиального распределения топлива на характеристики КС

В данной работе проводилось исследование влияния радиального профиля концентрации топлива на выходе из канала смешения ГУ на характеристики

КС. При этом распределение концентрации топлива в окружном направлении принималось равномерным. Было сформировано 20 вариантов профилей концентрации топлива, отличающиеся расположением максимума и законом изменения в радиальном направлении концентрации топлива.

По результатам исследования влияния радиального профиля концентрации топлива на выходе из ГУ было выявлено, что наименьшие выбросы NO, при высокой полноте сгорания, имеют варианты профилей со смещением максимума концентрации топлива к центру канала смешения [2]. Пример эпюры данного распределения концентрации топлива в канале смешения ГУ представлен на рис. 2.

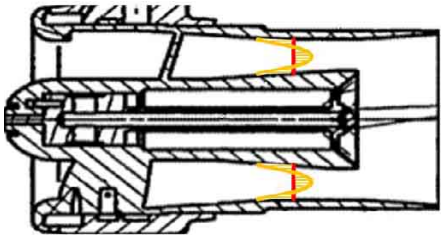


Рис. 2. Профиль концентрации топлива со смещением максимума к центру канала смешения

4 Оптимизация горелочного устройства

Для формирования конструкции, обеспечивающей необходимый профиль концентрации топлива и минимальную величину окружной неравномерности, проводилась многокритериальная оптимизация. В ней изменялись положения и диаметры отверстий подвода топлива. Рассматривались 2 варианта конструкции с шестью и четырьмя отверстиями на лопатку. Оптимизация включала в себя 12(8) параметров, в зависимости от количества отверстий, 6(4) диаметров и 6(4) положения (рис. 3). В качестве критериев оптимизации были минимальная окружная неравномерность и радиальный профиль распределения концентрации топлива. Профиль распределения топлива задавался с помощью концентраций в радиальных поясах. Сравнение радиального профиля концентрации топлива на выходе из ГУ в оптимизированной и изначальной конструкциях с необходимым представлено на рис. 4.

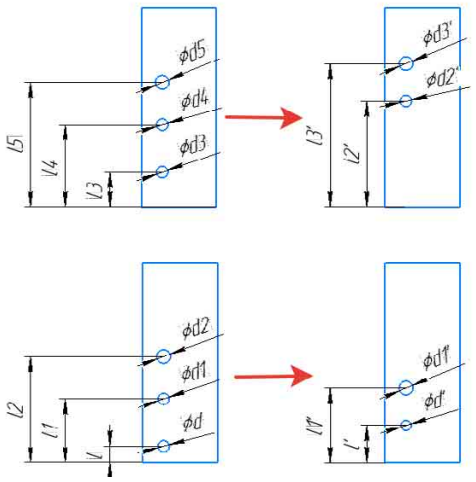


Рис. 3. Сравнение размеров и расположения отверстий подвода топлива изначальной конструкции (слева) и оптимизированной конструкции (спарва)

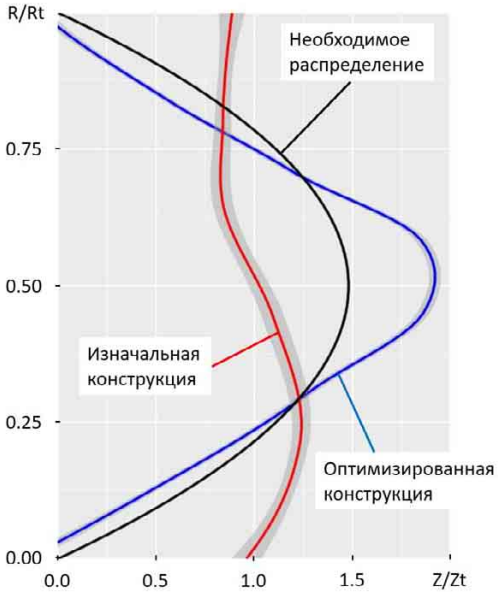


Рис. 4. Радиальная эпюра распределения топлива в канале оптимизированного горелочного устройства, в сравнении с необходимым распределением

Оптимизация горелочного устройства позволила снизить расчетные выбросы NOx (рис. 4) при повышении полноты сгорания (рис. 5)

Рис. 5. Сравнение относительных выбросов NOx, определенных с помощью CFD для изначальной и оптимизированной конструкций горелок

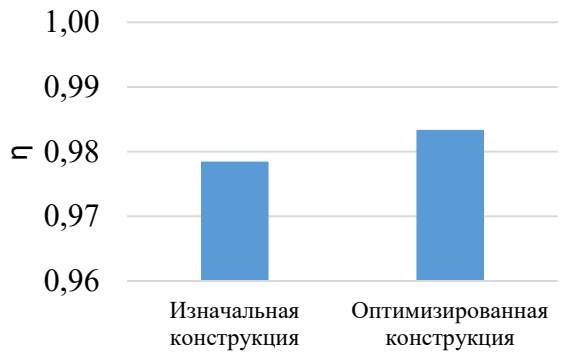


Рис. 6. Сравнение полноты сгорания, полученной с помощью CFD для изначальной и оптимизированной конструкций горелок

Результаты расчетов подтвердили полученные ранее выводы о влиянии радиального распределения концентрации топлива на характеристики КС. Конструкция оптимизированного горелочного устройства сформирована в соответствии с возможностями аддитивного изготовления.

4 Заключение

В результате работы было выявлено, что для обеспечения минимальных выбросов NOx при максимальной полноте сгорания необходимо обеспечение распределения концентрации топлива в канале предварительного смешения с максимумом в центре канала. При этом необходимо поддержание минимальной окружной неравномерности.

Методом многокритериальной оптимизации была получена конструкция, обеспечивающая необходимый профиль концентрации топлива. На основе данной конструкции расчётно было подтверждено, что оптимальным радиальным распределением концентрации топлива в канале предварительного смешения является распределение с максимумом концентрации в центре канала. Получение горелочное устройство изготовлено и испытано в Самарском университете для подтверждения расчетных результатов.

Список использованных источников

[1] Пат. 2442932 Российская Федерация МПК F23R 3/14. Малоэмиссионная горелка [Текст] / Бантиков Д. Ю., Васильев В. И., Лавров В. Н., Цыбизов Ю. И., Кустов Д. И., Шариков Б. Ю.; Патентообладатель Общество с ограниченной ответственностью "Новые технологии". - № 2010122395/06; заявл. 01.06.2010; опубл. 20.02.2012 Бюл. № 5. – 5 с.

[2] Якушкин Д.В., Ястребов В.В., Зубрилин И.А., Сеньчев М.Н., Миронов Н.С., Улитичев А.Г. Исследование влияния радиального профиля концентрации топлива в горелочном устройстве на характеристики камеры сгорания НК-14СТ // Самара: Перспективы развития двигателестроения: материалы международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова. 2023. Т. 1. С. 457-458.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РЕГУЛЯРНОГО И МАХОВСКОГО ОТРАЖЕНИЯ ОТ КЛИНЬЕВ В СТАЦИОНАРНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Д.С. Яцухно[1]
[1] Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

Основной целью настоящей работы является расчетное исследование процессов регулярного и маховского отражения ударных волн от симметрично расположенных клиньев. Расчеты проводились для исходных данных, представленных в работе [Ivanov M.S., Bondar E.A. and etc. 2010]. Для расчетов использовалась вычислительная модель, основанная на уравнениях Эйлера, численное интегрирование которых выполнялось с использованием метода контрольного объема. Получены двумерные распределения газодинамических параметров для различных показателей адиабаты.

NUMERICAL STUDY OF REGULAR AND MACH REFLECTION FROM WEDGES IN STEADY SUPERSONIC FLOW

D.S. Yatsukhno[1]
[1] Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS Moscow, Russia

The main goal of the paper is the computational study of the processes of regular and Mach reflection of shock waves from symmetrically located wedges. The calculations were carried out for the initial data presented in the work [Ivanov M.S., Bondar E.A. and etc. 2010]. The calculations were performed using a computational model based on the Euler equations, the numerical integration of which was performed using the finite volume method. Two-dimensional distributions of gas-dynamic parameters for various specific heat ratio were obtained.

1 Введение

Задача исследования регулярного и маховского отражения представляют собой имеет значительную предысторию исследований, включающую численные и экспериментальные результаты также и по проблемам взаимодействия ударных волн и пограничного слоя [1–11]. Одна из возможных классификаций отражений ударных волн от поверхности клина содержит четыре типа взаимодействия [12]:

1) Первый тип — регулярное отражение, при котором генерируются две ударные волны (падающая и отраженная);

2) Второй тип — маховское отражение, при котором наблюдаются три ударные волны. Волны сходятся в тройной точке (дополнительная ударная волна — ножка Маха, которая почти нормальна поверхности);

3) Переходное маховское отражение характеризуется изменением структуры отраженной ударной волны (она более плавно входит в тройную точку);

4) Двойное маховское отражение, при котором наблюдается появление второй ножки Маха.

Ключевыми факторами, которые непосредственно влияют на тип отражения являются геометрическая постановка задачи (углы наклона клиньев, расстояние между ними), параметры набегающего потока и свойства газа. Особая задача — это исследование явления гистерезиса, т.е. комбинации начальных условий, обеспечивающие совместное существование регулярного и маховских отражений.

2 Математическая модель

Двумерная вычислительная модель включает в себя следующие уравнения: уравнение неразрывности, уравнения Эйлера, уравнение энергии. Подобная трехмерная численная модель, основанная на системе уравнений Навье-Стокса, активно использовалась при решении валидационных и верификационных задач вычислительной аэродинамики с использованием неструктурированных тетраэдральных сеток [13–15].

Система искомых уравнений записывается в векторной форме

$$\frac{\partial \vec{\mathbf{w}}}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x}\left(\vec{\mathbf{F}_x^c}+\vec{\mathbf{F}_x^p}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\vec{\mathbf{F}_y^c}+\vec{\mathbf{F}_y^p}\right)=0 \qquad (1)$$

В уравнении (1) $\vec{\mathbf{w}}$ – вектор консервативных переменных, $\vec{\mathbf{F}_x^c}$, $\vec{\mathbf{F}_y^c}$ – компоненты вектора конвективного потока $\vec{\mathbf{F}_x^p}$, $\vec{\mathbf{F}_y^p}$ – компоненты вектора конвективного потока, обусловленные действием сил давления, t,x,y – время и координаты. Упомянутые выше компоненты определяются следующим образом

$$\vec{\mathbf{F}_x^c}=\begin{bmatrix}\rho u\\ \rho u^2\\ \rho u\mathrm{v}\\ \rho u E\end{bmatrix},\ \vec{\mathbf{F}_y^c}=\begin{bmatrix}\rho \mathrm{v}\\ \rho \mathrm{v} u\\ \rho \mathrm{v}^2\\ \rho \mathrm{v} E\end{bmatrix} \qquad (2)$$

$$\vec{\mathbf{F}_x^p}=\begin{bmatrix}0\\ p\\ 0\\ p u\end{bmatrix},\ \vec{\mathbf{F}_y^p}=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ p\\ p\mathrm{v}\end{bmatrix} \qquad (3)$$

Здесь ρ – плотность, u,v – компоненты вектора скорости, E – удельная полная энергия, p – давление. Векторы $\vec{\mathbf{F}_x^p}$, $\vec{\mathbf{F}_y^p}$ определяются в соответствии с AUSM+ схемой [16]

$$\vec{\mathbf{F}_x^p}=\begin{bmatrix}0\\ p_L^+ + p_R^-\\ 0\\ 0.5\left[(\mathrm{pV})_L^+ + (\mathrm{pV})_R^-\right]\end{bmatrix},\ \vec{\mathbf{F}_y^p}=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ p_L^+ + p_R^-\\ 0.5\left[(\mathrm{pV})_L^+ + (\mathrm{pV})_R^-\right]\end{bmatrix} \qquad (4)$$

Слагаемые p_L^+, p_R^-, и $(\mathrm{pV})_L^+, (\mathrm{pV})_R^-$ также определяются с помощью AUSM+ схемы [16]

$$p_{L,R}^{\pm}=\begin{cases}\dfrac{p}{2}\dfrac{(\mathrm{M}\pm|\mathrm{M}|)}{\mathrm{M}}, & \text{при } |\mathrm{M}|>1\\ \dfrac{p}{4}(\mathrm{M}\pm 1)^2(2\mp\mathrm{M})\pm\dfrac{3p}{16}\mathrm{M}\left(\mathrm{M}^2-1\right)^2, & \text{при } |\mathrm{M}|\le 1\end{cases} \qquad (5)$$

$$(pV)_{L,R}^{\pm}=\begin{cases}\dfrac{pV_{norm}}{2}\dfrac{(\mathrm{M}\pm|\mathrm{M}|)}{\mathrm{M}}, & \text{при } |\mathrm{M}|>1\\ \pm\dfrac{p}{4}\mathrm{a}_{1/2}(\mathrm{M}\pm 1)^2, & \text{при } |\mathrm{M}|\le 1\end{cases} \qquad (6)$$

Расщепление числа Маха выполняется с использованием следующих соотношений

$$\mathrm{M}_{L,R}^{\pm}=\begin{cases}\dfrac{1}{2}(\mathrm{M}\pm|\mathrm{M}|), & \text{при } |\mathrm{M}|>1\\ \pm\dfrac{1}{4}(\mathrm{M}\pm 1)^2\pm\dfrac{1}{8}\left(\mathrm{M}^2-1\right)^2, & \text{при } |\mathrm{M}|\le 1\end{cases} \qquad (7)$$

Здесь M – число Маха, V_{norm} – нормальная компонента скорости, $\mathrm{a}_{1/2}=\min(\tilde{a}_L,\tilde{a}_R)$ – усредненная скорость звука. Индекс L относится к текущему контрольному объему, R – к соседнем элементу.

$$H_t = \left(\gamma p_{L/R} / \rho_{L/R}\right)/\left(\gamma - 1\right) + 0.5 \cdot \left(V_{x(L/R)}^2 + V_{y(L/R)}^2\right)$$
(8)

$$a_{L/R}^* = \sqrt{2 \cdot H_t \cdot (\gamma - 1)/(\gamma + 1)}$$
(9)

$$\tilde{a}_{L/R} = \left(a_{L/R}^*\right)^2 \Big/ \max(a_{L/R}^*, |V_{L/R}|) \quad (10)$$

Уравнение состояния совершенного газа, соотношения для внутренней и полной энергии используются для замыкания исходной системы уравнений газовой динамики

$$p = (\gamma - 1)\rho U = (\gamma - 1)\rho\left[E - 0.5\left(u^2 + \mathrm{v}^2\right)\right] \quad (11)$$

$$U = c_V T \quad (12)$$

$$E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{u^2 + \mathrm{v}^2}{2} \quad (13)$$

В уравнениях выше γ – показатель адиабаты, U – удельная внутренняя энергия, c_V – теплоемкость при постоянном объеме, T – температура.

Метод расщепления по физическим процессам используется в рамках метода контрольного объема [17]. Для расчетов использовались двумерные неструктурированные сетки. Граничные условия проскальзывания были реализованы на твердой поверхности. Также были использованы адиабатические температурные граничные условия.

3 Краткие результаты

На рисунке 1 показана характерная для случая Маховского отражения структура ударных волн, включающая падающую и отраженную ударные волны, а также так называемую ножку Маха, за которой фиксируется область существенно дозвукового течения. На рисунке 2 представлено распределение градиента плотности, отражающее области наиболее интенсивного ударно-волнового

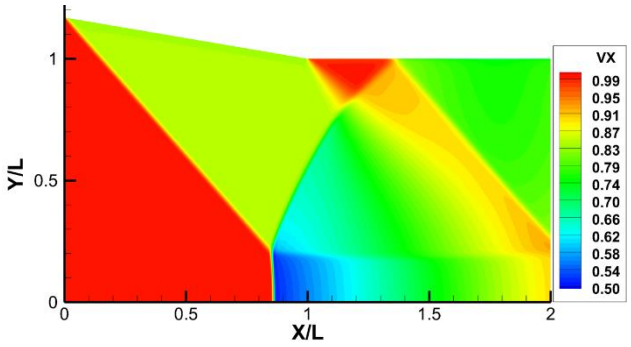


Рис. 1. Распределение продольной компоненты скорости: γ=1.66, M=1.7, θ=9.63^0

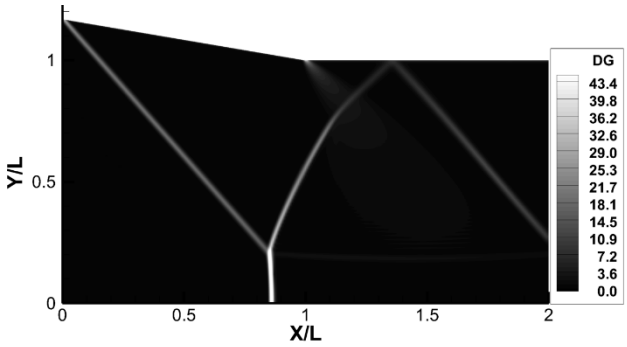


Рис. 2 Распределение градиента плотности: γ=1.66, M=1.7, θ=9.63^0

4 Заключение

Проведена численная интерпретация процессов регулярного и маховского отражения на клиньях. Получены двумерные распределения газодинамических параметров для различных чисел Маха падающей ударной волны, углов наклона клиньев и показателя адиабаты. Результаты расчетов демонстрируют характерные структуры для случаев регулярного и маховского отражения и отражают основные аспекты внутреннего течения в условиях взаимодействия ударных волн.

Работа выполнена по теме государственного задания № 124012500440-9.

Список использованных источников

[1] Mach E. 1878 Uber den verlauf von Funkenwellen in der Ebene und im Raume // Sitzungsbr Akad Wiss Wien 78, pp. 819–838.

[2] Von Neumann J. Refraction, intersection and reflection of shock waves // NAVORD Rep. (1945), pp. 203–245. Navy Dept., Bureau of Ordinance, Washington, DC.

[3] Hornung H.G. Regular and Mach reflections of shock waves // Annu. Rev. Fluid Mech. (1986), No. 18, pp. 33–58.

[4] Ivanov M.S. et al. Transition between regular and Mach reflection of shock waves: new numerical and experimental results // Shock Waves (2001), vol. 11, pp. 199–207.

[5] Deschambault, R.L., and I.I. Glass An update on non-stationary oblique shock-wave reflections: actual isopycnics and numerical experiments // J. Fluid Mech. (1983), vol. 131, pp. 27–57.

[6] Ben-Dor G., Ivanov M.S., Vasilev E.I., Elperin T. Hysteresis processes in the regular reflection 2 Mach reflection transition in steady flows // Prog. Aerosp. Sci. (2002), No 38, pp. 347–387.

[7] Li H., Ben-Dor G. Analysis of double-Mach-reflection wave configurations with convexly curved

Mach stems // Shock Waves (1999), vol.9, No 5, pp. 319–326.

[8] Khotyanovsky D.K. et al. Viscous effects in steady reflection of strong shock waves // AIAA journal (2009), vol. 47, No 5, pp. 1263–1269.

[9] Суржиков С.Т. Гиперзвуковое обтекание острой пластины и двойного клина с электромагнитным актюатором // Изв. РАН. МЖГ. 2020. № 6. С. 106-120.

[10] Гвоздева Л.Г., Предводителева О.А., Фокеев В.П. Двойное маховское отражение сильных ударных волн // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 1. С. 12-19.

[11] Wu K., Zhang G., Kim H.D. Study on the Mach and regular reflections of shock wave // Journal of Visualization (2019), vol. 22, pp. 283–303.

[12] Семенов А.Н., Березкин М.К., Красовская И.В. Классификация разновидностей отражения ударной волны от клина. Часть 2. Экспериментальное и численное исследование разновидностей маховского отражения // ЖТФ. 2009. Т. 79. № 4. С. 52-58.

[13] Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data // Journal of Physics: Conference Series (2017), vol. 815, No.12023.

[14] Суржиков С.Т. Численная интерпретация экспериментальных данных по аэродинамике модели НВ-2 с использованием компьютерных кодов USTFEN и PERAT-3D // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2020. Т.21, вып. 1. http://chemphys.edu.ru/issues/2020-21-1/articles/900/

[15] Яцухно Д.С. О некоторых особенностях анализа экспериментальных данных по аэродинамике волнолетов//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2020. Т.21, вып. 2. http://chemphys.edu.ru/issues/2020-21-2/articles/907/

[16] Liou M.S. A Sequel to AUSM: AUSM+ // Journal of Computational Physics (1996), vol. 129, No 2, pp. 364-382.

[17] Белоцерковский О.М., Давыдов Ю.М. Метод крупных частиц в газовой динамике, М.: Наука – 1982.

Научное издание

Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2025

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 111116, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2,
https://ciam.ru.

Государственный научный центр РФ
«Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2025

СБОРНИК ТЕЗИСОВ
ТОМ II

Москва
ЦИАМ им. П.И. Баранова
2025

УДК 621.45:061.3
ББК 39.55
М43

Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям
М43 **ICAM 2025** : сборник тезисов / Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова». – М. : ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2025. – 1361 с. : ил.
ISBN 978-5-94049-062-3

Сборник включает тезисы докладов, представленных на Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2025, проведенной 1–3 декабря 2025 года. В рамках одиннадцати тематических секций рассмотрены как фундаментальные, так и прикладные проблемы создания авиационных двигателей: газовая динамика и горение; силовые и энергетические установки; лопаточные машины; бескомпрессорные двигатели; системы автоматического управления, контроля и диагностики; прочность, надежность, новые конструкционные материалы и технологии; авиационная химмотология; испытания, методы и средства измерений; цифровизация.

УДК 621.45:061.3
ББК 39.55

ISBN 978-5-94049-062-3

© Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, 2025

ОГЛАВЛЕНИЕ

Раздел IV. Испытания и средства измерения 515

Раздел V. Системы автоматического управления 612

Раздел VI. Цифровая трансформация 674

Раздел VII. Трансмиссии и приводы 730

Раздел VIII. Авиационная химмотология 772

Раздел IX. Бескомпрессорные двигатели 817

Раздел X. Методология и цифровизация системы управления организацией 887

РАЗДЕЛ IV

ИСПЫТАНИЯ И СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИДРОМЕТАТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА И ЕГО ВОЗМОЖНОСТЕЙ ДЛЯ ЗАБРОСА ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ НЕСТАНДАРТНОЙ ГЕОМЕТРИИ

Е.С. Донец, И.Н. Молокович, В.С. Никифоров, Д.С. Петров

ФАУ «ЦИАМ имени П.И. Баранова», Москва

В настоящей статье приведены некоторые результаты испытаний гидрометательного устройства для заброса посторонних предметов нестандартной геометрии. В данном эксперименте мы имитируем условия попадания обшивки колеса в кабину самолета. Гидравлическая пушка создает водяной импульс толкающий тележку с посторонним предметом для дальнейшего его метания.

INVESTIGATION OF THE DYNAMIC CHARACTERISTICS OF A HYDROMETEOROLOGICAL DEVICE AND ITS CAPABILITIES FOR THROWING FOREIGN OBJECTS OF NON-STANDARD GEOMETRY

E.S. Donets, I.N. Molokovich, V.S. Nikiforov, D.S. Petrov

CIAM, Moscow, Russia

This article presents some test results of a hydro-throwing device for throwing foreign objects of non-standard geometry. In this experiment, we simulate the conditions for the wheel skin to enter the cabin of an airplane. A hydraulic cannon creates a water pulse that pushes a trolley with a foreign object.

1 Введение

История приспособлений для разгона посторонних предметов для тестирования элементов планера и двигателей летательных средств началась в 1942 году, когда была построена первая «куриная» пушка в лаборатории компании в Питтсбурге. Пушка была способна стрелять птичьими тушками со скоростью до (177 м/с), хотя большинство испытаний проводились с начальной скоростью около (119,5 м/с). В качестве метательного заряда использовался сжатый воздух. [1]

В ЦИАМ им. П.И. Баранова под руководством С.Б. Петрова было развито направление установок по тестированию авиадвигателей и летательных аппаратов на попадание посторонних предметов и накоплен большой опыт работ, связанных с метанием крупногабаритных объектов (мелкая стайная птица, средняя и крупная птицы, средний и крупный град, различные предметы цилиндрической и иных форм с поперечным сечением, укладывающимся в описанную окружность диаметром 150 мм) с помощью пневматической пушки, разработанной в ЦИАМ. Стенд ЦИАМ был аттестован на выстрел со скоростью метаемого объекта от 20 до 305 м/с. При пусконаладочных испытаниях с использованием специальных средств была достигнута скорость более 400 м/с.

Для заброса снарядов прямоугольной формы предложен альтернативный способ разгона метаемого снаряда. В ФАУ ЦИАМ разработано, изготовлено и протестировано пневмогидравлическое метательное устройство (ПМУ).

2 Результаты испытаний ПМУ

Существующая пушка имеет конструктивное ограничение: объект, которым ведется стрельба, должен поместиться в канал ствола, что ограничивает номенклатуру метаемых изделий по габаритным размерам.

Для преодоления этого ограничения был предложен альтернативный способ разгона метаемого снаряда. Разработано, изготовлено и протестировано пневмогидравлическое метательное устройство (ПМУ) см. рис. 1, 2 и 3. На рисунке 4 и 5 показан фрагмент пусконаладочных испытаний для оценки скорости формируемой водяной струи.

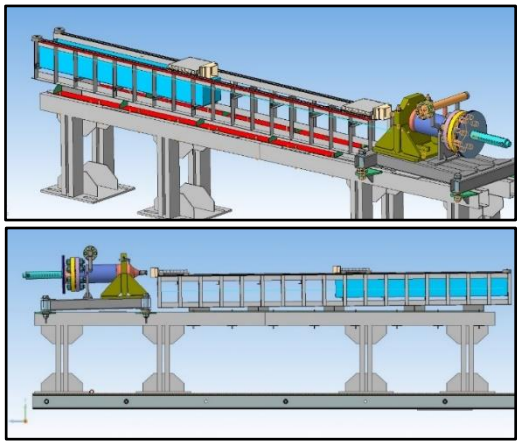


Рис.1. Компоновка пневмогидравлическое метательное устройство

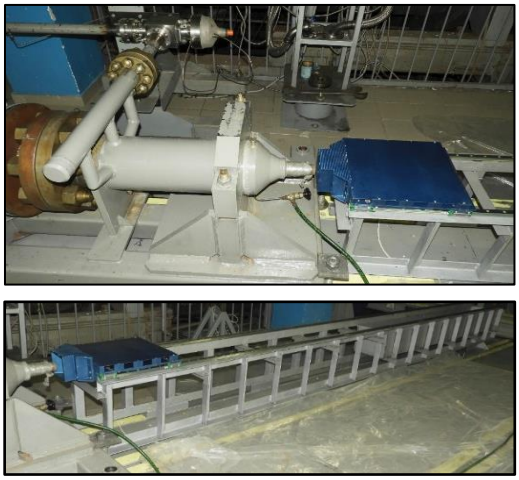
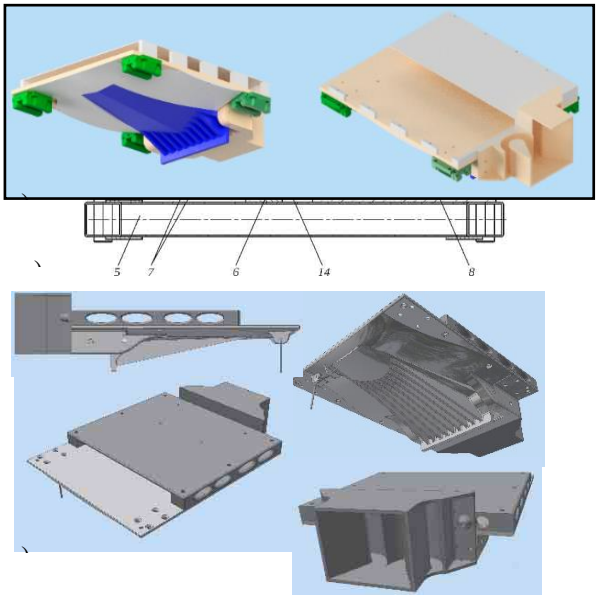


Рис.2. Общий вид направляющих разгонного участка, тележки и пневмо-гидравлического механизма (генератора струи)



(*а)* пневмогидравлического механизма: *(б)* современная тележка облегченная, с новым механизмом выброса тормоза; *(в)* тележка первого образца

Рис.3. Элементы пневмогидравлического метательное устройства

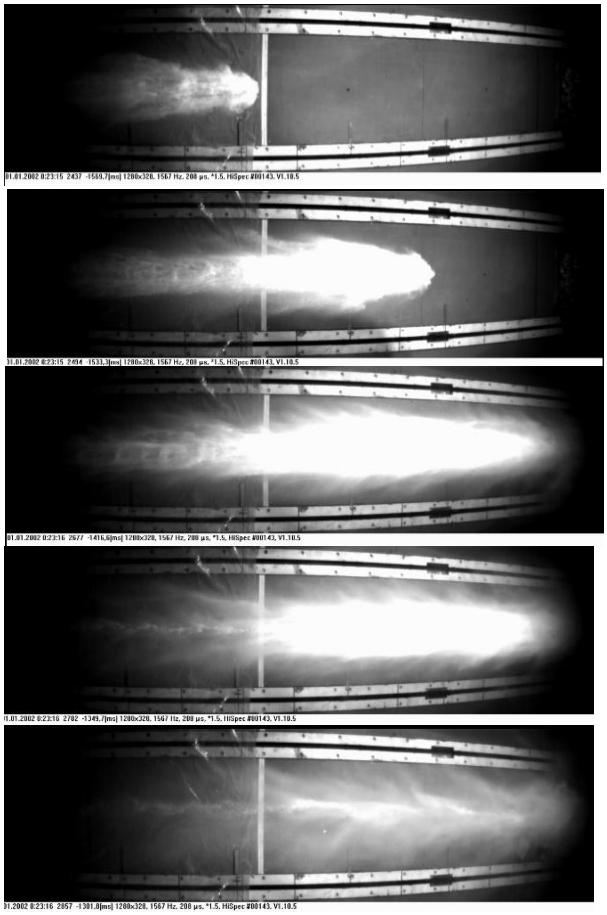


Рис.4. Струя воды при выстреле с давлением воздуха в баллонной батарее 100 бар и поршнем, выдвинутым на 410 мм

Пневмогидравлическое метательное устройство отличается от всех ранее используемых пневматических систем коренным образом, т.к. изменен принцип действия: сжатый воздух выталкивает с помощью поршня воду, через специально спрофилированное сопло. Водяная струя, в свою очередь толкает, тележку с забрасываемым объектом. Достигнув заданной скорости, тележка выбрасывает тормозной элемент, проходя над бассейном с водой, и резко останавливается.

а)

б)

в)

Рис.5. Испытаний ПМУ

где: а) Подготовленный ПМУ перед выстрелом; б) начало движения (водяная струя разгоняет тележку); в) начало торможения (момент выброса тормоза)

Забрасываемый объект продолжая поступательное движение соскальзывает с тележки и продолжает двигаться к заданной мишени.

Такой подход решает сразу несколько проблем:

а) Обеспечивается метание предметов далеких от цилиндрической формы, и значительных поперечных размеров (в текущем прототипе тележки до 25х300х410мм) с незначительным или полностью отсутствующим начальным вращением;

б) Обеспечивается устойчивая и повторяемая стрельба с низкими скоростями, чего сложно добиться без специальной доработки затвора в пневматической пушке классической схемы;

в) Простое регулирование начального импульса струи за счет изменения кол-ва (массы) воды при начальной заправке пневмогидравлического механизма. Так же есть возможность влиять на импульс изменяя давление воздуха в пневмосистеме.

г) Заброс предмета происходит без образования облака дополнительных сопутствующих элементов (разрушенных частей пыжа/гильзы и упаковки снаряда) которые всегда присутствуют в классических пневматических пушках. В итоге, значительно упрощается задача измерения скорости метаемого элемента. (т.к. система измерения скорости не срабатывает ни на что другое, кроме забрасываемого предмета) и отсутствует необходимость в уловителе сопутствующих элементов.

В настоящее время ведутся работы по составлению карты характеристик нового устройства.

3 Заключение

ФАУ ЦИАМ им. П.И. Баранова, разрабатывает и внедряет различные способы метания предметов для проведения испытаний высокоскоростной техники. В этой области наше предприятие занимает лидирующие позиции в мире по рабочему диапазону скоростей заброса посторонних предметов, компактности метательных установок классической схемы, а также внедряет альтернативные методы для разгона посторонних предметов.

Полученные в ходе исследований результаты позволяют использовать новое устройство для обеспечения заброса низкоскоростных предметов сложной геометрической формы в объекты испытаний.

Список использованных источников

[1] Morse, A. L. (Июль 1943 г.). "Bird-proof windshields". Flying Magazine, 40—42.

НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЫ ЦИАМ

Е.В. Павлюков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

В данной статье представлены новые возможности экспериментальной базы испытательного центра ЦИАМ–Тураево, которые были созданы за последние 25 лет. Установки позволяют проводить исследования шума вентиляторов, обледенения двигателей и элементов планера, устойчивости авиационных двигателей при попадании посторонних предметов и других вопросов, связанных с безопасностью полетов.

NEW FEATURES OF THE CIAM EXPERIMENTAL BASE

E.V. Pavlyukov
CIAM, Moscow, Russia

This paper presents new possibilities of the experimental base of the CIAM–Turaevo test center, which have been created over the past 25 years. The installation allows for research on fan noise, icing of engines and airframe elements, the stability of aircraft engines when foreign objects enter, and other issues related to flight safety.

1 Введение

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ) представляет собой крупнейший в Европе экспериментальный комплекс, предназначенный для проведения испытаний авиационных двигателей (АД), агрегатов и узлов, специальных испытаний авиационной и ракетной техники с имитацией высотно-скоростных условий полёта.

Благодаря мощным высотно-компрессорной (ВКС) и холодильно-осушительной станциям обеспечивается подача кондиционированного воздуха на испытательные стенды и имитируются реальные условия полёта с числом Маха до 8 на высотах до 27 километров (рис. 1).

Рис. 1. Высотно-компрессорная станция

Испытательные стенды центра позволяют проводить весь перечень обязательных и специальных испытаний воздушно-реактивных двигателей в классе тяг до 25 тонн. Здесь в ЦИАМ–Тураево проходили доводочные и сертификационные испытания jntвоздушно-реактивные двигатели [1].

Более 70 лет находится в эксплуатации испытательное оборудование центра. Особенно сложными были постперестроечные годы, когда резко сократился объём испытаний и практически исчезло

финансирование поддержания стендов и оборудования в работоспособном состоянии. Тем не менее и в эти годы центр развивался, отвечая, по мере собственных сил и возможностей, на все возрастающие вызовы мирового двигателестроения: новым экологическим требованиям по шуму на местности, эмиссии вредных веществ, требованиям обеспечения безопасности полётов в сложных метеорологических условиях, таким как полет в облаках с большой водностью, вызывающих обледенение летательного аппарата, в облаках вулканического пепла и ледяных кристаллов, приводящих к повреждениям проточной части двигателей и потерям тяги.

2 Шум вентилятор

Развитие двигателестроения для гражданской авиации представляет собой последовательный переход от большой к сверхбольшой степени двухконтурности. Одной из основных проблем двигателей со сверхбольшой степенью двухконтурности является шум вентилятора. В 2006 году с помощью зарубежного заказчика был введён в эксплуатацию стенд (рис. 2) для модельной отработки винтовентиляторов, как в традиционной для ТРДД схеме, так и в незакопотированном варианте.

Рис. 2. Аэродинамические и акустические испытаниявинтовентиляторов

Отличительной особенностью стенда является установленная в заглушенной камере шестиметровая консоль, на которой на которой монтируется исследуемая модель. Это позволяет исследовать интенсивность шума не только в передней, но и частично в задней полусферах винтовентиляторов, а также определять одновременно аэродинамические и акустические характеристики вентиляторов.

3 Обледенение

Увеличение объёма воздушных перевозок, числа пассажиров на борту самолёта ведёт к ужесточению требований обеспечения безопасности полётов в тяжёлых климатических условиях, таких например, как обледенение. Для решения этих задач ЦИАМ на базе трёх высотных стендов созданы аэродинамические трубы, обеспечивающие проведение испытаний в условиях обледенения авиационных двигателей различных типов, элементов крыла и планера, а также отработки противообледенительных систем (рис. 3).

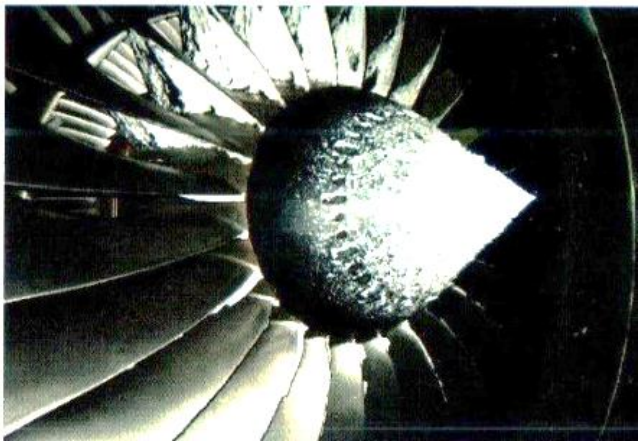


Рис. 3. Испытания двигателя в условиях обледенения

Созданные аэродинамические трубы имеют возможность моделирования слоистых, кучевых и перемежающихся атмосферных облаков в диапазоне высот до 15 километров, чисел Маха до 0,85, водности от 0,2 до 3 г/м^3 и размера капель в диапазоне от 15 до 50 мкм. На этих стендах отрабатывались противообледенительные системы двигателей ТВ7-117, ПС-90, SAM-146, ПД-14 и самолетов SSJ-100 МС-21, отечественных и зарубежного вертолета.

В последние годы участились случаи повреждения двигателей на больших высотах в условиях крейсерского полета в облаках ледяных кристаллов. Если жидкие переохлажденные капли осаждаются на передних элементах двигателя, таких как воздухозаборник, кок, вентилятор первые ступени компрессора низкого давления, то ледяные кристаллы могут проникать глубоко внутрь двигателя, повреждая лопатки компрессора высокого давления (рис. 4.). Высокое содержание воды в атмосфере в виде ледяных кристаллов представляет значительную опасность для самолётов, летящих на высотах более 6,7 км. [2].

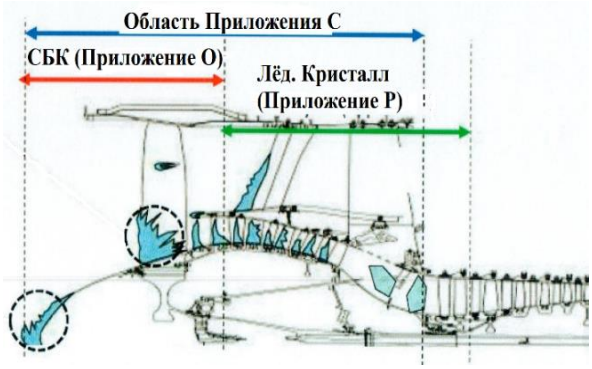


Рис. 4. Обледенение двигателя

Это явление может приводить к непредсказуемым временным потерям тяги двигателей. Атмосферные условия с высокой концентрацией ледяных кристаллов наиболее часто встречается в тропиках и субтропиках, где имеют место мощные конвективные бури.

Полёт в облаках ледяных кристаллов имеет по наблюдениям полётов ряд основных особенностей:

– бортовой метеорологический радар не может обнаруживать мелкие частицы, такие как ледяные кристаллы в больших концентрациях;

– температура была значительно выше, чем температура стандартной атмосферы на данной высоте;

– турбулентность была слабая или умеренная;

– показания самолётного прибора измерения полной температуры ноль или около нуля, из-за нарастания ледяных кристаллов на чувствительном элементе датчика;

– на поверхности самолётов отсутствовало обледенение.

Ледяные кристаллы, независимо от размера, не прилипают к холодной поверхности самолёта. Однако, мелкие ледяные кристаллы имеют возможность частично плавиться и прилипать к

горячей поверхности двигателя. Попадание очень мелких ледяных кристаллов в газогенератор ведёт к их плавлению на поверхности тёплых внутренних частей двигателя. Нарастающее количество переохлаждённой воды создаёт тонкую плёнку на частях двигателя и обеспечивает дальнейший захват ледяных кристаллов. Через некоторое время ледяные кристаллы слипаются, образуя ледяные наросты, которые уменьшают внутреннюю температуру двигателя и отрываясь могут повреждать лопатки компрессора высокого давления.

В ЦИАМ на базе одного из высотных стендов создана установка для моделирования облаков ледяных кристаллов и облаков смешенной фазы, содержащих ледяные кристаллы и переохлаждённые водяные капли (рис.5). Ледяные кристаллы на этом стенде получаются путем пиления заранее замороженного ледяного бруска, что не позволяет корректно имитировать облако ледяных кристаллов. Продолжаются исследования по прямой нуклиации ледяных кристаллов для более полного удовлетворения сертификационных требований.

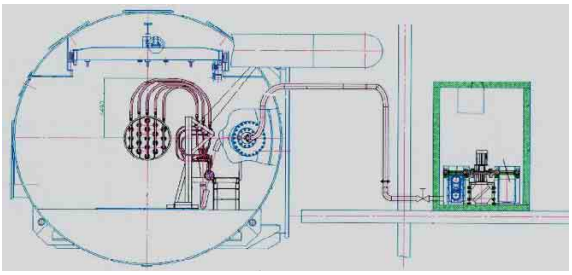


Рис. 5. Схема стенда для имитации атмосферного облака, содержащего кристаллы льда

4 Птицестойкость

Серьёзную угрозу для безопасности полётов представляют собой столкновения летательных аппаратов с птицами и другими посторонними предметами (рис.6). Экспериментальные исследования динамической прочности элементов авиационной техники (АТ) при столкновении с посторонними предметами характеризуется большим разнообразием типов и размерности испытываемых элементов АТ, особыми условиями испытаний объектов каждого типа, широкими диапазоном скорости соударения (от 30 до 370 м/с), разнообразием видов посторонних предметов, как по их массе, так и по физическим свойствам, а также жёсткими

Рис. 6. Аварийная посадка самолёта «Уральских авиалиний» после попадания в двигатель птиц

требованиями исполнения нормативных документов. Поэтому для реализации каждой новой программы испытаний необходимо проводить исследования и разработки по расширению экспериментальных возможностей стенда, совершенствованию стендового оборудования и технологий подготовки и проведения испытаний.

Основой испытательного стенда является метательное устройство – пневматическая пушка калибра 154 мм с быстродействующим клапаном (рис. 7). Пушка в своём составе имеет ресивер, который для выполнения выстрела заполняется сжатым газообразным рабочим телом (обычно, воздухом) с избыточным давлением от 1 до 35 бар. При открытии быстродействующего клапана сжатый воздух из ресивера поступает в полость казённой части, а оттуда, выталкивая в заложенный в стволовую часть снаряд, вытекает через ствол пушки в атмосферу. Происходит выстрел. Скорость вылета снаряда

Рис. 7. Метательное устройство стенда

определяется, главным образом, массой снаряда и величиной избыточного давления газа в ресивере (P_P), но есть и вторичные факторы, например, утечки сжатого воздуха, силы трения снаряда при его движении по стволу пушки, температура газа, которая определяет скорость звука в газе и, следовательно, максимальную скорость истечения. Методом

калибровочных испытаний для каждого типа снаряда удаётся определить калибровочную стохастически детерминированную зависимость скорости снаряда от начального значения P_P. При подготовке к выполнению разных программ испытаний были сконструированы и экспериментально отработаны полтора десятка конфигураций снарядов для метания птиц разной массы, брусков льда, градин диаметром 25 и 50 мм, фрагментов пневматика (шины колеса шасси) и других посторонних предметов (ПП).

Нормативные документы выставляют весьма жёсткие требования к точности попадания ПП в заданную точку объекта испытания и к направлению вектора движения ПП относительно строительных осей объекта. Для удовлетворения этих требований была разработана методика прицеливания и позиционирования объекта испытаний относительно экспериментально определённой среднестатистической траектории полёта ПП [3] .

Специфической частью этой системы является подсистема измерителя скорости. Скорость ПП вычисляется по времени пролёта объектом известного расстояния между парами датчиков.

За последние 5 лет на стенде успешно выполнено 18 сертификационных и исследовательских программ испытаний, в числе которых исследования динамической мощности основных узлов самолёта RRJ-95, ветрового стекла скоростного локомотива «Сапсан», вертолётного двигателя МС-500В.

Попадание крупных птиц на вход может вызвать серьёзные повреждения авиационного двигателя вплоть до его разрушения, такие случаи имели место при сертификационных испытаниях на земных двигательных стендах. Учитывая, что главный удар принимает на себя вентилятор, а другие узлы повреждаются его фрагментами, было предложено, с целью экономии средств, обстреливать в наземных испытаниях крупной птицей только вращающийся вентилятор. Для этого на разгонном стенде была установлена, отработанная на другом стенде, пневматическая пушка (рис. 8).

Рис. 8. Пневматическая пушка на разгонном стенде

Это позволило проводить проверки стойкости рабочих лопаток вентилятора с их тензометрированием, виброгрaдированием и осуществлением высокоскоростной видеосъёмки. В частности на разгонном стенде были проведены испытания вентилятора двигателя ПД-14 с забросом птицы весом около трёх килограмм.

Птицестойкость АД является одним из важных составляющих обеспечение безопасности полётов. Испытания на птицестойкость на земных стендах, являются залогом безопасности в полёте.

5 Вулканический пепел

Серьёзную угрозу безопасности полётов гражданских самолётов представляет облака вулканического пепла. Так из-за распространения пепла вулкана Эйяфьятлайокудль над Европой в 2010 году наступил коллапс в авиаперевозках, что побудило зарубежные авиастроительные фирмы приступить к исследованиям воздействия вулканического пепла на работоспособность авиационных двигателей. В результате появились требования по проблеме вулканического пепла в европейских нормах лётной годности и отечественных АП-33. Как основные, выделяют три причины повреждения двигателя пеплом. Наиболее важная причина состоит в том, что температура плавления частиц вулканического пепла ниже рабочих температур двигателя. Оплавленные частицы пепла откладываются на горячих элементах двигателя. Отложения на лопастях соплового аппарата турбин уменьшают проходные площади межлопаточных каналов соплового аппарата что вызывает увеличение давления в камере сгорания и за компрессором. Это может приводить к снижению тяги двигателя и к помпажу компрессора.

Второй важной причиной снижения работоспособности двигателя при засасывании в

тракт пепла является высокая образивность частиц пепла. Эрозия пеплом лопаток направляющих аппаратов, рабочих колёс компрессора и турбин приводит к снижению тяги двигателя, увеличению расхода топлива и уменьшению запасов устойчивости компрессора.

Третьей важной причиной снижения работоспособности двигателя является нарушение работы системы охлаждения турбины из-за засорения отверстий охлаждения пеплом.

Экспериментальная база ЦИАМ позволяет исследовать проблему воздействия вулканического пепла на работоспособность авиационных двигателей. Так в 2009 году на стенде ЦИАМ был испытан газогенератор двигателя ПД-14 в облаке вулканического пепла (рис. 9).

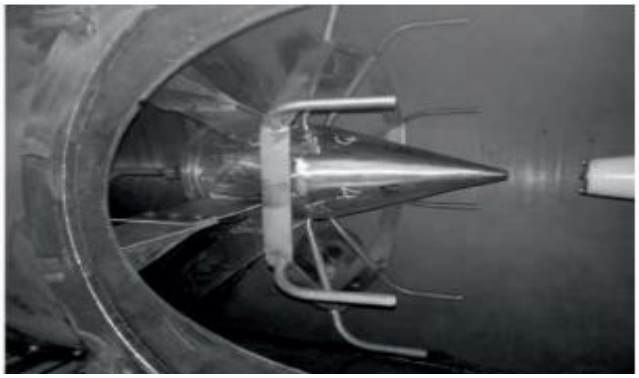


Рис. 9. Установка для распыла вулканического пепла

Достаточность и целесообразность проведения таких испытаний только на газогенераторе доказывается тем, что именно на элементах газогенератора должны проявиться все основные негативные факторы воздействия пепла на работоспособность авиадвигателя.

Результаты проведения испытаний позволили оценить воздействие максимально допустимого по зарубежным нормам загрязнения воздуха пеплом на работоспособность двигателя ПД-14.

6 Заключение

В данной статье представлены новые возможности экспериментальной базы испытательного центра ЦИАМ–Тураево, которые были созданы за последние 25 лет. Установка позволяет проводить исследования шума вентиляторов, обледенения двигателей и элементов планера, устойчивости авиационных двигателей при попадании посторонних предметов и других вопросов, связанных с обеспечением безопасности полетов.

Список использованных источников

[1] Сыров В.А. «Практика испытаний авиационных двигателей на высотных стендах». Книга 1. М. ЦИАМ, 2012, 204 стр.

[2] Mason J.G.,Strapp J.W. and Chow P. The Ice Particle Threat to Engines in Flight. Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA January 9-12 2006,Reno, NY.

[3] Петров С.Б. и др. «Особенности проведения специальных стендовых испытаний на столкновение с посторонними предметами», Авиационное приборостроение, 2016 №10.

О ПРОБЛЕМАХ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА В ПЛАСТИНЧАТОМ ЭЛЕКТРОПОДОГРЕВАТЕЛЕ

к.ф-т.н. В.В. Кулаков, Е.Б. Ксенофонтов, А.А. Мухамедзянов, Д.С. Петров Е.В., Чекашкина[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрена конструкция существующего электрического подогревателя воздуха с боковым входом. Проведены расчеты 3D течения воздуха на входе в греющие элементы, выявлена причина, вызывающая их повреждение. Предложены варианты оптимизации аэродинамики подогревателя, подтвержденные расчетами

ABOUT THE PROBLEMS OF GAS FLOW IN PLATE ELECTRIC HEATERS

V.V. Kulakov, E.B. Ksenofontov, A.A. Muhamedzanov, D.S. Petrov, E.V. Chekashkina[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The design of existing plate electrical air heater with a side inlet is considered. 3D calculations of the air flow at the entrance to the heating elements have been performed, and the cause of their damage has been identified. Options for optimizing the aerodynamics of the heater are proposed, confirmed by calculations.

1 Введение

Российская и мировая промышленность нуждается в процессах, требующих высоких температур и расходов рабочего газа. В особенности это важно для таких областей как нефтегазовая промышленность, химические производства, аэрокосмическая промышленность, другие производства оборонного комплекса.

Особое место занимают системы электрического нагрева, использующие прямые и непрямые методы теплопередачи. Электрический нагреватель, работающий по принципу джоулевого нагрева, в ходе этого процесса преобразует электрический ток в тепло. Передача тепла происходит путем теплопроводности, конвекции и излучения.

Особенностью такого типа нагревателей является способность нагрева жидких и газообразных сред без загрязнения последних, а также, точное регулирование температуры жидкостей и газов в течение всего процесса с помощью тиристорных регуляторов.

В России в данный момент эксплуатации находятся электроподогреватели (ЭНВ) разработанные инженерами в период, когда численное 3D моделирование аэродинамических процессов было слабо развито или не доступно, а моделирование в реальном газодинамическом потоке – осложнено из-за особенностей конструкции самого подогревателя. Однако, заложенный потенциал, высокие значения достигаемых температур, большой расход воздуха и остаточный ресурс, экономически оправдывают проведение модернизации, а не замены подогревателей.

Данная работа посвящена изучению проблем течения воздуха на входе в нагревательный элемент с целью оптимизации конструкции ЭНВ.

2 Постановка задачи исследования

В существующем подогревателе в ходе работы были повреждены первых два гофровых пакета на трех фазах нагревательной матрицы.

Необходимо исследовать: характер течения воздуха в подогревателе для выявления причин прогорания греющего пакета.

Рассмотреть варианты оптимизации конструкции проточной части. На рис. 1 показан общий вид подогревателя.

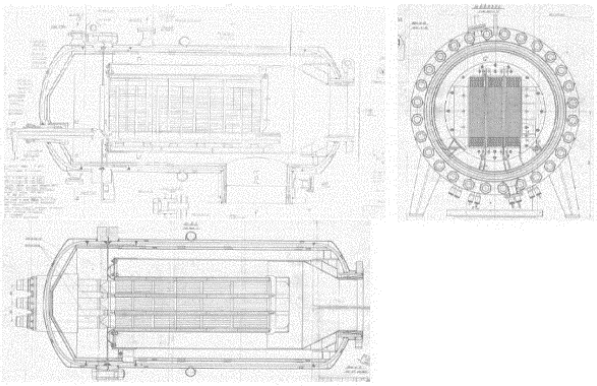


Рис. 1. Подогреватель воздуха электрический

Воздух на вход подается от рекуперативного подогревателя с температурой 600-650 °C. Как видно из рис. 1, подогреватель имеет боковой вход воздуха

в нижней части. Далее воздух по кольцевому каналу поступает в область поворота, и заходит в три параллельно (горизонтально) расположенных греющих элемента, каждый из которых состоит из пакетов гофрированных пластин, см. рис. 2.

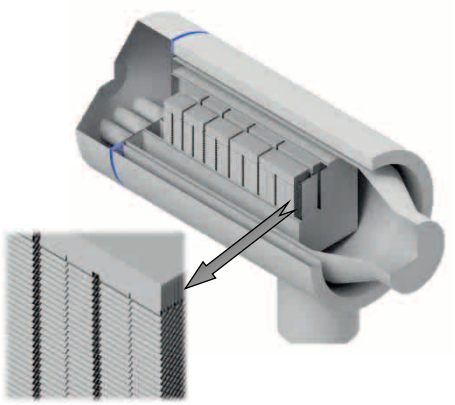


Рис. 2. Модель 3D Подогреватель воздуха

Пластины, в свою очередь имеют различную длину (считая по направлению течния воздуха). Такая конструкция позволяет обеспечивать максимально допустимую температуру нагревательного элемента на всех ступенях (по ходу нагреваемого воздуха) при одном и том же значении тока, и различных температурных градиентах между подогревателем и нагреваемым газом. Что, обеспечивает минимальные габариты греющего пучка.

3 Математическая модель

Для проведения моделирования изначально была создана модель - полная копия проточного тракта подогревателя с греющими элементами в масштабе 1:1 см. рис. 3.

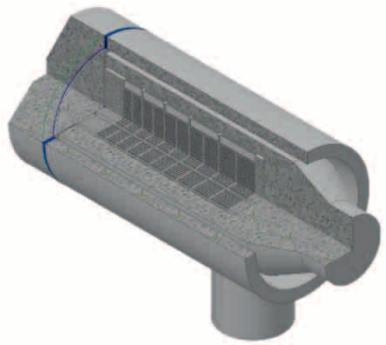


Рис. 3. Модель проточного тракта подогревателя с греющими элементами в масштабе 1:1

Однако, из-за обилия узких каналов, состоящих из множества поверхностей и ребер задача наложения расчетной сетки с приемлемыми характеристиками для моделирования течения в погранслоях не могла быть решена на существующих вычислительных мощностях.

Было принято решение упростить расчетную модель, установив на место греющих элементов области равные им по габаритам зоны без дополнительного наполнения греющими элементами.

Таким образом, мы упростили моделирование расчетной зоны, многократно уменьшив количество узлов расчетной сетки; однако, усложнили решение поставленной задачи: - равномерное сопротивление пучка в предложенной модели не оказывает выравнивающего влияния на течение воздуха на входе в греющий элемент см. рис. 4.

Принятое допущение позволит наблюдать приближенную к действительности картину течения во входной зоне, где отсутствуют (срезаны в ходе ремонта) первые два гофровых пакета нагревательных элементов**.**

Рис. 4. Упрощенная модель проточного тракта

4 Результаты моделирования

При моделировании течения воздуха в существующем подогревателе было выявлено образование двух интенсивных вихрей в зоне поворота потока см. рис. 5.

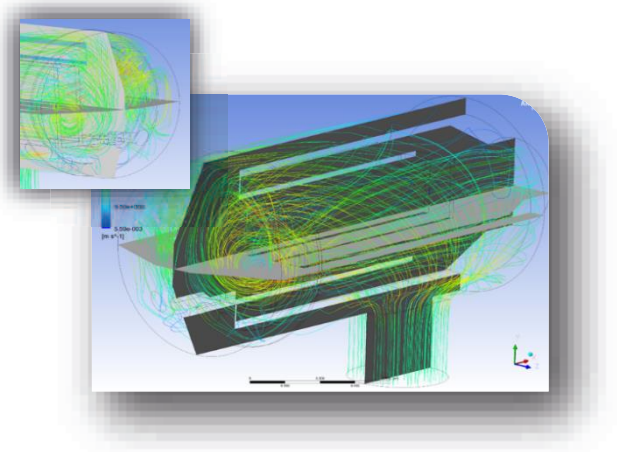


Рис. 5. Изолинии тока в подогревателе

Такой результат подтвердил предположение о существовании застойных зон на входе в греющий элемент и неравномерном распределении расхода воздуха по элементам.

На рис. 6 показано распределение скоростей в вертикальной и горизонтальной плоскостях

подогревателя. Видны зоны с около нулевыми скоростями на входе в греющие элементы, а также неравномерное распределения потока между центральным и боковыми греющими элементами. Особое значение имеют сечения в плоскостях А и Б, соответствующие исходному положению входа в греющий элемент (А) и место входа после ремонта (Б).

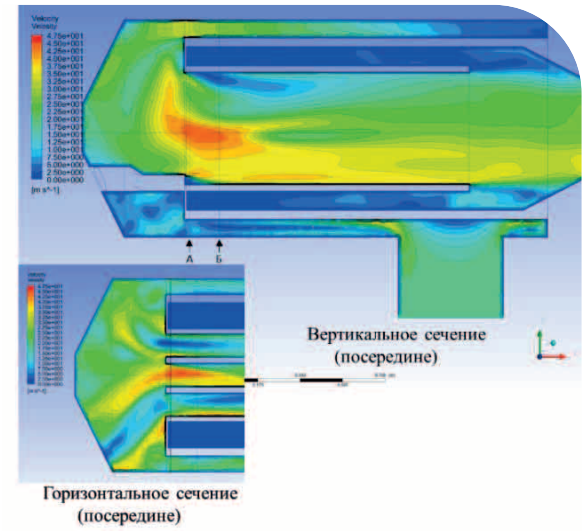


Рис. 6. Распределение скоростей в подогревателе

Можно сделать вывод о том, что причиной в данном случае является перекрытие нижней части кольцевого канала массивными токовводами, а так же инерция движения воздуха, имеющая основное направление снизу-вверх. На рис. 7 показано распределение скоростей в сечениях А и Б, согласующееся с характером разрушений греющих элементов рис. 8.

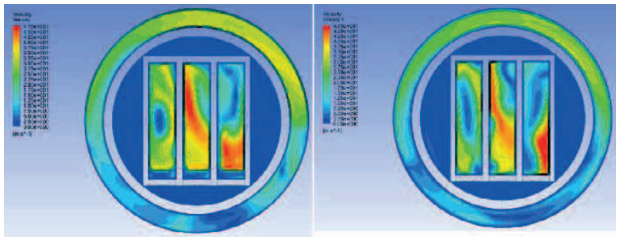


Рис. 7. Распределение скоростей в подогревателе сечение А (слева), сечение Б (справа)

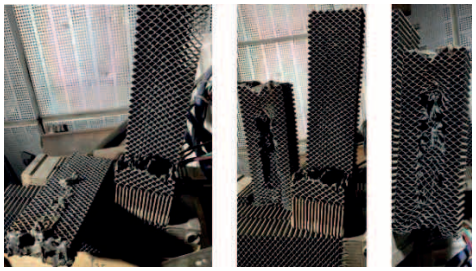


Рис. 8. Фактический характер разрушений 1-х секций

С целью подавления вихрей в зоне разворота потока и выравнивания поля скоростей на входе в греющие элементы была рассчитана модель подогревателя с установкой распределительного кольца на выходе из кольцевого канала в зону разворота, см. рис. 9.

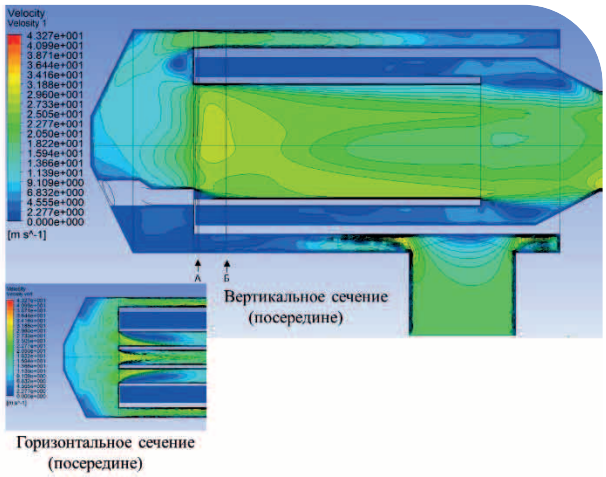


Рис. 9. Распределение скоростей в подогревателе с установкой распределительного кольца

Согласно [1] коэффициент гидравлическое сопротивление кольца принят ξ=2 (в реальном исполнении может быть применена установка как перфорированного кольца, так и сетки с соответствующим сопротивлением). На рис. 10 видно, что вихри в зоне разворота удалось полностью подавить. Отрыв в верхней части центрального греющего пучка так же подавлен, течение стало более симметричным.

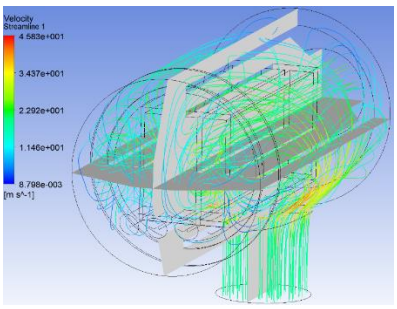


Рис. 10. Изолинии тока в подогревателе с установкой распределительного кольца

На рис. 11 показаны скорости в сечениях А и Б.

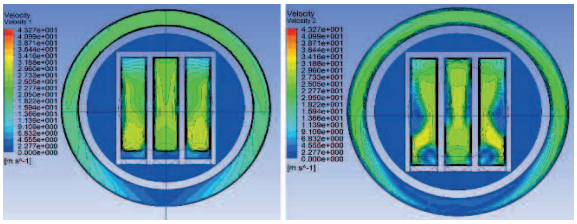


Рис. 11. Распределение скоростей в подогревателе сечение А (слева) сечение Б (справа) с установкой распределительного кольца

Представленное распределение скоростей для сечения А выглядит приемлемым для работы подогревателя с новым неповрежденным пучком,

однако для работы существующего подогревателя со входом в греющий элемент в сечении Б все еще представляет опасность повреждения греющего элемента. Картина распределения в сечении Б и особенно в горизонтальном сечении подогревателя показывает результат действия инерционных сил.

Для выравнивания потока на входе в греющие элементы было решено применить направляющий аппарат, для чего была разработана новая расчетная модель и проведено моделирование см. рис.12, рис.13.

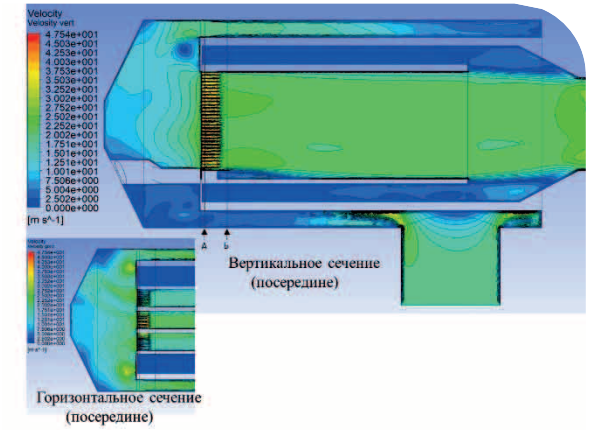


Рис. 12. Распределение скоростей в подогревателе с установкой распределительного кольца и направляющего аппарата

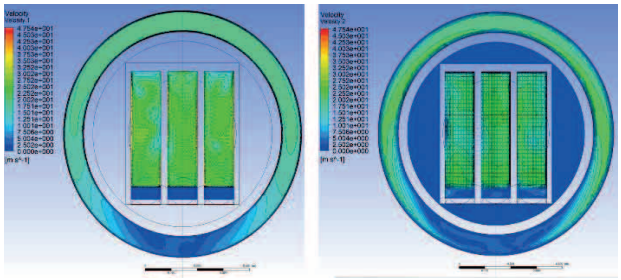


Рис. 13. Распределение скоростей в подогревателе сечение А (слева) сечение Б (справа) с установкой распределительного кольца и направляющего аппарата

Предложенная в данном варианте схема оптимизации течения воздуха в электроподогревателе позволит продолжить безопасную и устойчивую работу подогревателя после ремонта.

5 Заключение

В данной работе исследован характер течения воздуха в существующем подогревателе. Выявлены причины повреждения греющего элемента.

Предложены и обоснованы экономичные и легко реализуемые варианты оптимизации конструкции проточной части.

Вариант с установкой распределительного кольца, показанный на рис. 9-11 подходит для проектирования нового подогревателя (либо для случая, когда греющий элемент полностью восстанавливается до первоначального состояния).

Вариант с установкой распределительного кольца и направляющего аппарата показанный на рис. 12-13 обеспечит работу подогревателя с уменьшенным в ходе ремонта греющим элементом.

Так же получен ценный научный опыт, который может быть использован в области проектирования подогревателей, смесителей, ресиверов и других аппаратов с боковым входом и дальнейшим разворотом потока газа / жидкости на 180°.

Список использованных источников

[1] И.Е. Идельчик, Справочник по гидравлическим сопротивлениям/ Под редакцией М.О. Штейнберга. 3-е издание., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. – 672 с. ил.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СТЕНДОВОГО ХОЛОДИЛЬНИКА ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ

И.Ф. Алавердова, М.Ю. Денисов, к.ф-т.н. В.В. Кулаков, Д.С. Петров Н.В. Сахаров[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрен холодильник для охлаждения высокотемпературных (до 3000К) выхлопных газов. Определены оптимальные распределения охлаждающей воды по секциям трубного теплообменника для располагаемого и расчетного расхода. Выполнены трехмерные расчеты газодинамических характеристик газового проточного тракта. Определены разрешенные зоны эксплуатации для вариантов двух конструкций входных диффузоров.

COMPUTATIONAL RESEARCH OF CHARACTERISTICS OF A STAND REFRIGERATOR OF EXHAUST GASES

I.F. Alaverdova, M.Y. Denisov, V.V. Kulakov, D.S. Petrov, N.V. Saharov [1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

A refrigerator for cooling high-temperature (up to 3000K) exhaust gases is considered. The optimal distribution of cooling water across the sections of the tube heat exchanger for the available and calculated flow is determined. Three-dimensional calculations of the gas dynamic characteristics of a gas flow path have been performed. The permitted operating areas for the two input diffuser designs have been determined.

1 Введение

Возрастание параметров современных и перспективных двигателей летательных аппаратов требует возрастания соответствующих характеристик оборудования испытательных стендов.

Рассматриваемый в настоящей работе газо-водяной холодильник должен обеспечивать охлаждение до 323 К поступающий газ с температурой до ~3000 К.

Определяющее значение для достижения наибольшей допустимой температуры поступающих в холодильник газов является оптимальное распределение охлаждающей воды по глубине пучка теплообменных труб – вдоль движения газа. В идеальном случае такое распределение должно быть пропорциональным тепловому потоку, падающим с падением температурного напора между теплоносителями с продвижением газа по глубине пучка.

Практическое приближение к такому требованию конструктивно реализовывается разбиением пучка на ряд секций по глубине с независимой подачей и сливом воды.

Для расширения диапазона допустимых расходов газа важное значение имеет и газодинамические характеристики элементов газового проточного тракта холодильника – входной диффузор, трубный пучок направляющие поток газа узлы и т.п.

В работе получены оптимальные распределения воды для располагаемого и расчётного расхода.

Оптимизирована схема подачи воды в охлаждаемые узлы холодильника. Выполнены трехмерные расчёты газодинамических характеристик газового проточного тракта. Определены разрешённые зоны эксплуатации для вариантов двух конструкций входных диффузоров.

2 Предмет исследования

Холодильник выхлопных газов, содержит входной диффузор 1, корпус 2, оборудованный выхлопными патрубками 3, 4, 5, 6, вдоль оси которого расположен составной прямоугольный трубный пучок 7 и разделительные перегородки передняя – 8 и задняя – 9. Патрубок 5 соединен с трубопроводом выхлопа, а патрубок 6 оборудован заглушкой (на рисунке 1 условно не показаны).

По глубине (по движению охлаждаемых газов) составной пучок разбит на две секции: секция №1 (поз. 7 рисунок 1) состоит из одного пучка; секции №2 (поз. 8 рисунок 1) – из трех. Пучки первой и второй секции отличаются по количеству теплообменных труб и шагом их установки по фронту и по глубине.

По противоположным краям составного трубного пучка установлены разделительные перегородки – передняя 8 и задняя 9.

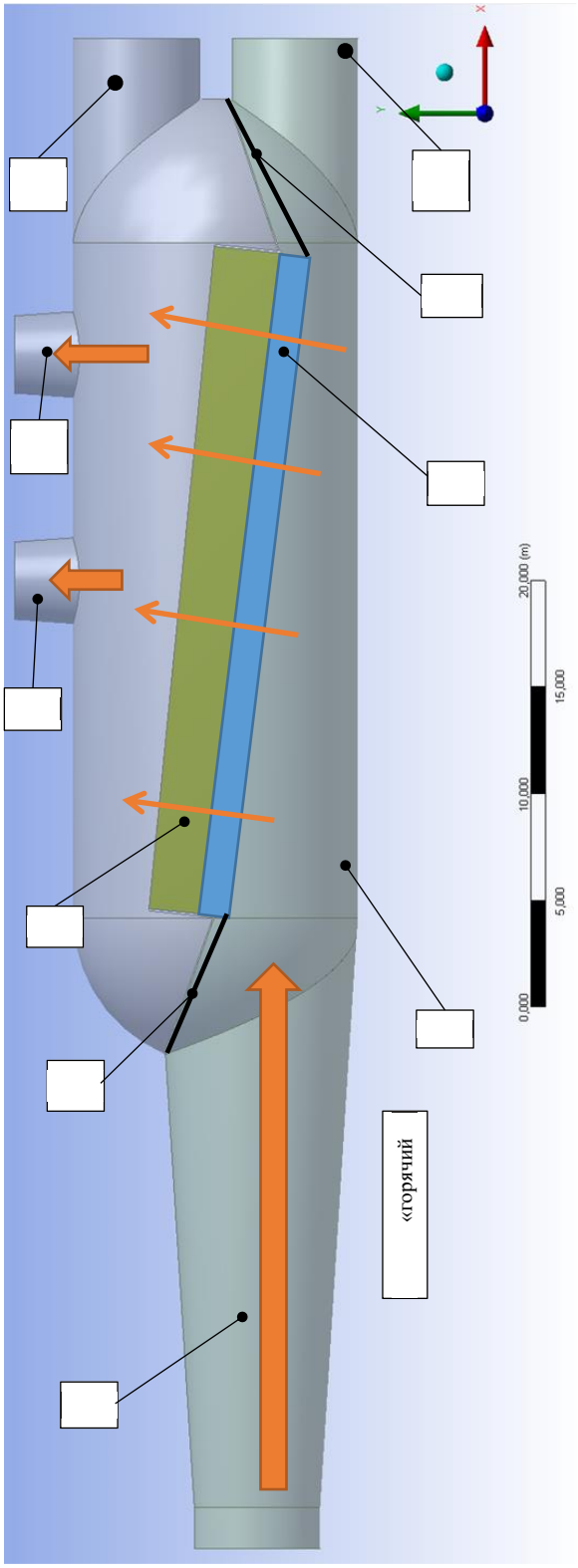


Рис. 1. Схема холодильника высокотемпературных газов, (вариант 1) вид сверху; стрелками показано двжение газа.

Где, 1 –входной диффузор; 2 –корпус, 3, 4, 5, 6 – выхлопные патрубки; 7 – первая секция трубного пучка, 8 – вторая секция; 9 – разделительные перегородки передняя и 10 – задняя перегородка.

На рис. 1 приведён вариант 1 конструкции холодильника с расширяющимся входным диффузором. Отношение диаметров входа d и выхода D диффузора к высоте фронта трубного пучка H составляет: d/H ~0,67 и D/H ~1. Рассмотрен также и вариант 2 конструкции с цилиндрическим входным диффузором $D = d; D/H$ ~0,4.

На рис. 2 представлена схема движения теплоносителей Охлаждаемый газ (оранжевые стрелки на рисунках) движется последовательно по следующей по цепочке: входной диффузор – межтрубное пространство первой секции – межтрубное пространство второй секции – выхлопные патрубки 3 и 4 (либо выхлопной патрубок 5), см. рис. 1.

Охлаждающая вода от системы насосов (см. рис. 2) поступает в первую линию охлаждения: теплообменные трубы первой секции, пройдя которую поступает на охлаждение цилиндрической части корпуса и далее на слив. К насосам подключены ещё две линии охлаждения: вторая – задняя и передняя перегородки и третья - вторая секция и сферическое днище, в которой вода последовательно проходит три трубных пучка с общим направлением движения противоток и через рубашку охлаждения сферического днища поступает на слив.

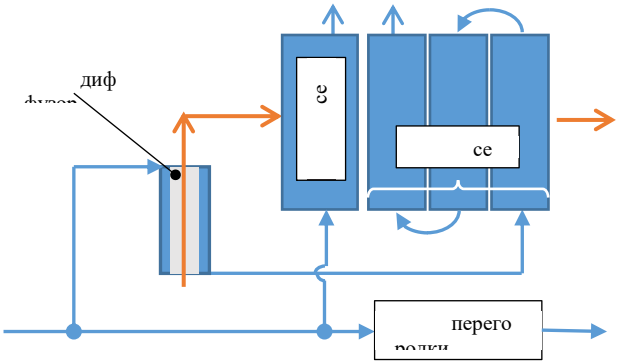


Рис. 2. Схема движения теплоносителей в диффузоре и составном трубном пучке холодильника выхлопных газов (поперечное сечение пучка)

3 Зона разрешённой эксплуатации.

Зона разрешённой эксплуатации (ЗРЭ) определяется для холодильника ограничением на температуру стенки теплообменной трубы со стороны воды – T_{wx}. Мы ограничиваем это параметр требованием отсутствия кипения охлаждающей воды. При этом из-за наличия неравномерности расходных полей газа принимается некоторый запас, определённый длительным опытом эксплуатации подобных систем. В нашем случае такой запас принят равным ΔT_w =(10…15) К, т.е. температура стенки должна быть на эту величину ниже температуры

насыщения (температуры кипения при данном давлении $T_н$): $\max(T_{wx}) = T_н - \Delta T_w$.

Располагаемый расход охлаждающей воды, обеспечиваемый системой насосов (источник воды) составляет G_x/G_{xp}~0,32 от предварительно полученного расчётного расхода – G_{xp} 47’000 м^3/час.

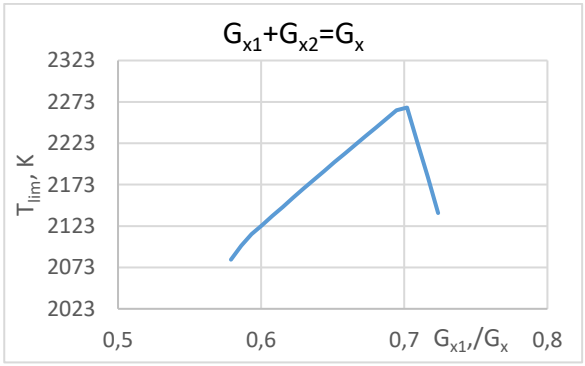


Рис. 3. Ограничение ЗРЭ по предельной температуре охлаждаемого газа при условии $\max(T_{wx}) = T_н - \Delta T_w$

Поэтому первым шагом в определении ЗРЭ явилась задача оптимизации расхода воды по секциям холодильника на этом нерасчётном расходе воды. На рис. 3 показаны результаты расчётов максимально-допустимой температуры газа на входе в диффузор холодильника на линии ограничения ЗРЭ по температуре стенки со стороны воды: $\max(T_{wx}) = T_н - \Delta T_w$.

Из рис. 3 видно, что с возрастанием доли расхода первой секции от общего расхода поды допустимая температура T_{lim} газа растёт, достигая T_{lim}~2250K при G_{x1}/G_x~0,7. С дальнейшим увеличением G_{x1}/G_x предельная температура газа падает, за счёт ограничения $\max(T_{wx}) = T_н - \Delta T_w$ по второй секции (расход воды через вторую секцию становится недостаточным).

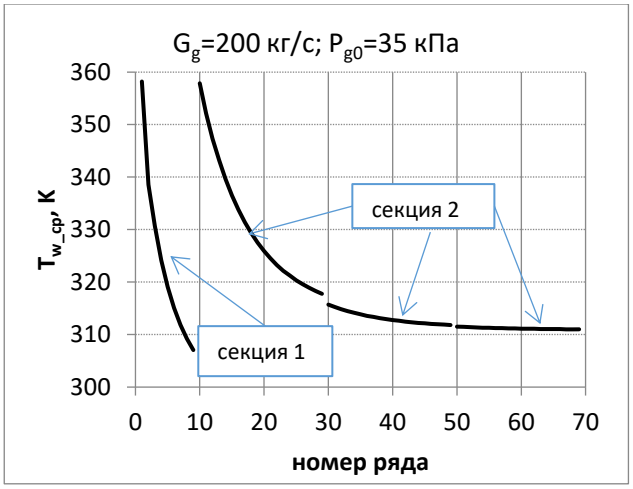


Рис. 4. Средняя температура трубки по рядам секций

Из рис. 4 видно, что оптимум распределения воды достигается при одинаковых максимальных температурах трубок в первой и второй секциях одновременно.

Для полученного оптимального распределения расхода воды по секциям холодильника ЗРЭ показана на рис. 5.

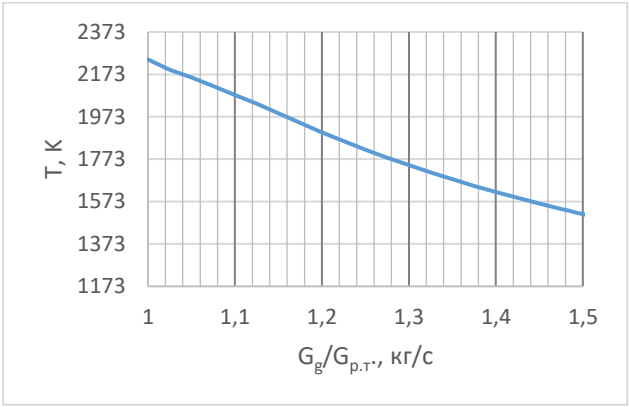


Рис. 5. Линия ограничения максимальной температуры газа ЗРЭ для оптимального распределения воды $G_{р.т.} = 200$ кг/с – расход расчётного режима.

В схеме движения воды, показанной на рис. 2 видно, что часть расхода воды, поступающего на перегородки, отбирается от линии подачи воды на первую секцию. Была рассмотрена модификация схемы, показанная на рис. 6, устраняющая эту необходимость.

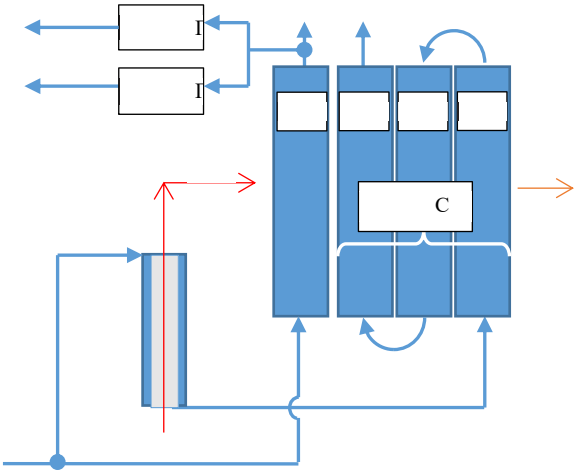


Рис. 6. Схема движения теплоносителей при отборе воды на перегородки за первой секцией

В предложенной схеме отбор воды на перегородки «П. 1» и «П. 2» выполняется на сливе из первой линии охлаждения. При этом расход воды в секции 1 увеличивается на ~8%, а на перегородки можно подать большее количество воды, не отбирая со входа секции 1. При этом РЭЭ расширяется в сторону увеличения допустимой температуры газа на ~(80…100) К.

Для сравнения газодинамических характеристик газовой проточной части холодильника по варианту 2 с цилиндрическим диффузором ($D = d; D/H$~0,4) и

вариантом 1 с коническим диффузором (d/H ~0,67; D/H ~1) была построена трёхмерная мат-модель. Расчёты газодинамических характеристик для расхода газа $G_g/G_{\text{р.т.}}$~1,5 показаны на рис. 7 и 8.

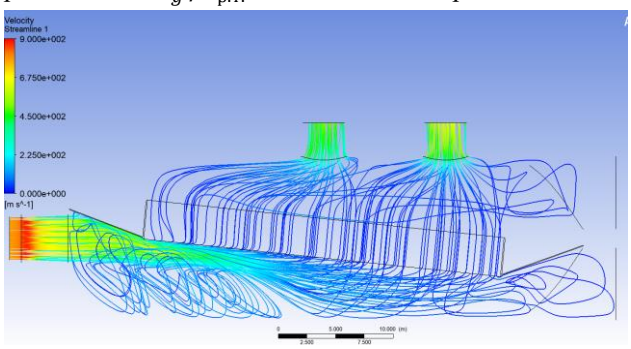


Рис. 7. Линии тока вариант 2

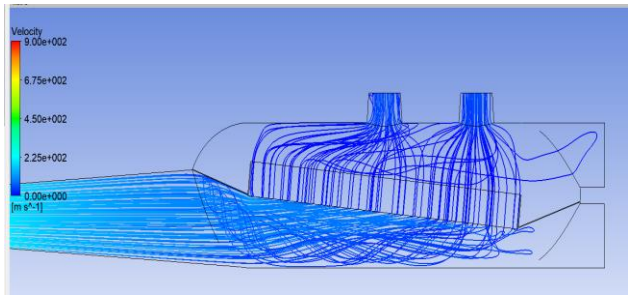


Рис. 8. Линии тока вариант 1 (масштаб до 900м/с)

Как видно по рис. 7, в цилиндрическом входном диффузоре достигается скорость звука и дальнейшее уменьшение давления в холодильнике за счёт отсоса эксгаустерными машинами не будет приводить к увеличению расхода газа – происходит «запирание» диффузора. Для варианта 2 с расширенным коническим диффузором этого не происходит вплоть до значений расхода газа G_g / $G_{\text{р.т.}}$~6.

РЗЭ для холодильника с коническим диффузором (d/H ~0,67; D/H ~1) - варианта 1 и для расчётного расхода воды $G_x/G_{xp} = 1$ показана на рис. 9. Там же пунктирной линией показан ход приведенной скорости газового потока в узком сечении диффузора.

Видно, что а приведенная скорость не превосходит λ~0,38 во всём диапазоне расходов газа.

С увеличением общего расхода воды от G_x/G_{xp}~0,32 до G_x/G_{xp}~1 предельная температура газа возрастает от T_{lim}~2250 с до T_{lim}~3000 К, т.е. на ~750 К.

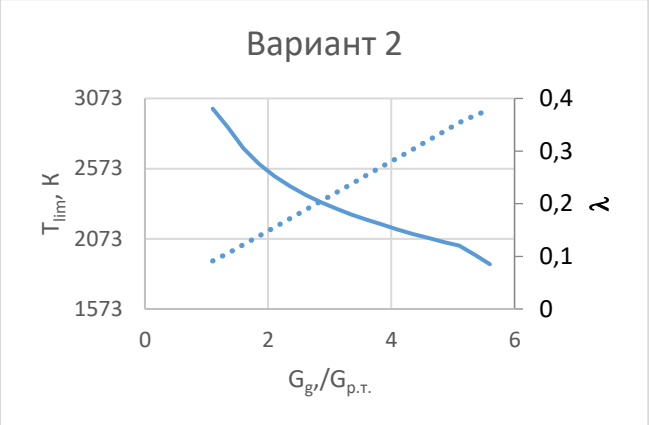


Рис. 9. Изменение предельной температуры газа T_{lim} и приведенной скорости λ от относительного расхода газа

4 Заключение

Для располагаемого расхода охлаждающей воды получено оптимальное распределения расходов по линиям тока охлаждающей воды, а также предложена другая схема водо-распределения. Это позволило обеспечить охлаждение газов с температурой $T_{lim} \leq$ (2250 ... 2270) К на режиме расчётного расхода газа холодильника варианта 1.

Показано, что расширение зоны эксплуатации в сторону увеличения расходов охлаждаемого газа необходимо использовать увеличенный по диаметру диффузор с диаметром выходного сечения близким к высоте фронта трубного пучка.

Для расчётного расхода охлаждающей воды предельная температура газа возрастает до T_{lim}~3000 К, а приведенная скорость не превосходит λ~0,38 во всём диапазоне расходов

Список использованных источников

[1] Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей, «Наука», М., 1972

[2] Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи, М., «Энергия», М.,1977 стр. 189, 190; 192-193

[3] Исаченко В.П., В.А. Осипова, Сукомел А.С. Теплопередача, «Энергия» М., 1975

[4] Идельчик И.Е., Справочник по гидравлическим сопротивлениям, «Машиностроение», М., 1992г.

ИНЖЕНЕРНЫЕ И СЕРТИФИКАЦИОННЫЕ ИСПЫТАНИЯ НА ДИНАМИЧЕСКУЮ ПРОЧНОСТЬ ОБЪЕКТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ, ВКЛЮЧАЯ ГТД, В УСЛОВИЯХ ИМИТАЦИИ НАТУРНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ

А.Ю. Мазуров[1], К.В. Моргачев[1], А.В. Боженин[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проблематикой работы является проведение стендовых испытаний элементов летательных аппаратов и газотурбинных двигателей на столкновение с посторонними предметами для обеспечения сертификации указанных элементов и узлов в соответствии с Авиационными правилами. На базе ЦИАМ были разработаны и созданы два стенда в указанной проблематике: стенд для испытаний элементов летательных аппаратов и разгонный стенд, на которых уже проведены ряд успешных сертификационных экспериментальных исследований. В данный момент идет процесс расширения области компетенций посредством разработки и создания стенда для испытаний на птицестойкость газотурбинных двигателей.

ENGINEERING AND CERTIFICATION TESTS FOR THE DYNAMIC STRENGTH OF AIRCRAFT FACILITIES, INCLUDING GAS TURBINE ENGINES, IN CONDITIONS OF SIMULATED FULL-SCALE OPERATION

A.U. Mazurov[1], K.V. Morgachev[1], A.V. Bozhenin[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The problem of the work is to conduct bench tests of aircraft elements and gas turbine engines for collision with foreign objects to ensure certification of these elements and assemblies in accordance with Aviation Regulations. Two stands have been developed and created on the basis of CIAM in this area: a test bench for aircraft components and an acceleration stand, where a number of successful experimental certification studies have already been conducted. At the moment the process of expanding the area of competence is underway through the development and creation of a stand for testing the poultry resistance of gas turbine engines.

1 Введение

Целью проведения сертификационных испытаний на динамическую прочность объектов авиационной техники является подтверждение того, что при нормированном воздействии на элементы летательного аппарата в соответствии с Авиационными правилами (АП), работоспособность летального аппарата сохраняется на установленном правилами уровне.

Испытания имитируют столкновение элементов корпуса летательного аппарата или газотурбинного двигателя (ГТД) с посторонними предметами: птицами, фрагментами льда, града, фрагментами шасси, лопатки и др. Процесс испытаний представляет собой заброс постороннего предмета в заданную точку на изделии с заданной скоростью при помощи пневматической пушки. При этом в ходе эксперимента, скорость, соответствующая сумме скоростей постороннего предмета и летательного аппарата, передается постороннему предмету, а объект испытаний остается в неподвижном состоянии. Данный подход позволяет осуществлять процесс столкновения в момент, когда объект испытаний находится в не напряженном состоянии [1], что соответствует физическим процессам, протекающим при реальном столкновении. Кроме того, такой подход позволяет имитировать высотные условия полета.

2 Полученные результаты

Одним из ключевых параметров в данном виде испытаний является измерение скорости полета постороннего предмета [2]. Для решения данной задачи была разработана система измерения скорости, основанная на трех различных физических принципах: механическом, оптическом и инфракрасном.

С целью предотвращения разрушения постороннего предмета во время движения в стволе пневматической пушки была применена методика упаковки предмета в защитную гильзу [3]. На срезе ствола пушки гильза разрушается специальным устройством, состоящим из кольцевого отбойника и

ножей. При этом целостность постороннего предмета не нарушается. Конструкция устройства позволяет придать фрагментам разрушенной гильзы иные, относительно траектории выстрела, курсовые векторы с целью минимизации их попадания в систему измерения скорости или в объект испытаний. Тем не менее, часть фрагментов гильзы, не оказывающих, согласно АП, существенного влияния на объект испытаний, попадает вместе с посторонним предметом в систему измерения скорости. Для фильтрации измерений скорости постороннего предмета и фрагментов гильзы был разработан метод, научной новизной которого является идентификация объекта при измерении скорости [4] за счет корреляции габаритов объекта и длительности импульса, генерируемого системой измерения скорости при его пролете, а также дополнительная верификация за счет сопоставления видеоряда скоростной видеосъемки с импульсами, генерируемыми системой измерения скорости, при пролете объекта. Данный метод позволил проводить испытания на столкновение со стайной птицей, когда рассматривается столкновение одновременно с несколькими целями и возникает задача индивидуального учета результатов столкновений. Проведенный патентный поиск выявил отсутствие подобных методик в России и за ее пределами в альтернативных реализациях стендов для испытаний на динамическую прочность. Вид экранной формы и бокс стенда для испытаний элементов авиационной техники на динамическую прочность показаны на рис. 1 и 2, соответственно.

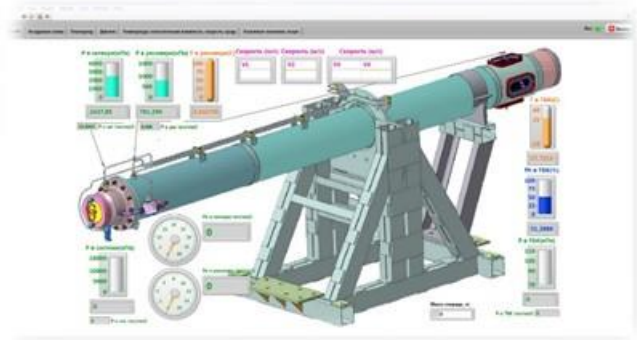


Рис. 1. Вид экранной формы

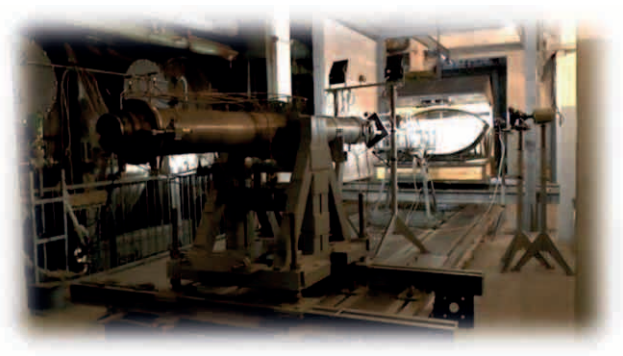


Рис. 2. Бокс стенда

Перечисленные выше решения были реализованы на разгонном стенде и испытательной лаборатории компонентов авиационной техники на попадание посторонних предметов в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». В настоящее время на основе накопленного опыта проводятся мероприятия по созданию на площадке ЦИАМ испытательного стенда по забросу посторонних предметов в работающий двигатель. Измерительная система испытательной лаборатории прошла процедуру утверждения типа средства измерения (№ 66551-17). Процесс измерения скорости полета постороннего предмета регламентирован утвержденной методикой измерений. Испытательная лаборатория аккредитована в Росавиации.

В ходе сертификационных испытаний была экспериментально подтверждена птицестойкость ряда вертолетных двигателей, перспективных авиационных ГТД, птицестойкость и динамическая прочность несущей лопасти, лопасти управления, тяги управления общим шагом несущего винта, остекления и других элементов кабины вертолетов нового поколения, остекления передней части фонаря комплекса фронтовой авиации, киля, стабилизатора, крыла, остекления и других элементов кабины перспективного узкофюзеляжного среднемагистрального самолета, динамическая прочность лобового стекла скоростного поезда.

3 Перспективы развития

На текущем этапе из регламентированных правилами ИКАО сертификационных испытаний в области динамической прочности на базе ЦИАМ остается не реализованным комплекс проведения испытаний ГТД на столкновение с птицей, попадание одиночного града/льда, шквальный град, попадание постороннего предмета (фрагмент шасси и др.), отрыв лопатки, боковой ветер и эталонное измерение силы от тяги двигателя. В связи с чем ЦИАМ проводит работы по проектированию и далее созданию указанного стенда. Среди задач, которые предстоит реализовать можно выделить создание информационно-измерительной системы, обеспечивающий как регистрацию в реальном времени всех регламентированных параметров объекта испытаний, так и технологических систем, обеспечивающих эксперимент. Помимо стандартных для испытания ГТД параметров: давлений и температур, частот вращения, расхода воздуха, топлива и масла, тяги или момента вращения, вибраций и тензодеформаций и прочее, в данном случае необходимо обеспечить регистрацию и

специфических параметров для данного эксперимента, в частности скорости полета предмета, с которым производится соударение, параметров системы его заброса и ряда других. Также для проведения указанных исследований необходимо обеспечить скоростную видеорегистрацию эксперимента с привязкой к единой временной шкале, обеспечение попадания в указанных сектор объекта, регистрацию специфических параметров изделия в процессе соударения и т.д., что может потребовать в том числе и разработки некоторых элементов систем управления технологических процессов, также предполагается обеспечение коммутации посредством применения цифровых интерфейсов, в частности ARINC-429.

4 Дополнительные компетенции

Другим фактором риска, не нашедшем оценки в текущий момент в правилах ИКАО, является столкновение пилотируемых летательных аппаратов (самолеты, вертолеты) с малыми беспилотными системами при экспоненциальном росте их количества и разнообразия номенклатуры моделей, а также отсутствие четко определенных норм регулирования условий их эксплуатации в законодательном поле в текущий момент. Уже имеющиеся у ЦИАМ возможности и компетенции могут позволит обеспечить проведение испытаний в данной проблематике.

5 Заключение

Таким образом проводимые на базе ЦИАМ работы по расширению номенклатуры проведения испытаний на динамическую прочность, совершенствования методов и технических средств позволяют в текущий момент не только обеспечить проведение инженерных и сертификационных экспериментальных исследований элементов летательных аппаратов, но и расширить возможности на проведение экспериментов в области испытаний газотурбинных двигателей и новых видов испытаний, таких как оценка риска столкновения летательного аппарата с малыми беспилотными системами.

Список использованных источников

[1] Стендовые испытания авиационной техники на столкновение с посторонними предметами (птицестойкость), Моргачев К.В., Автоматизация в промышленности 2015. № 10, 2015, Стр. 32-35;

[2] Особенности проведения специальных стендовых испытаний на столкновение с посторонними предметами, Моргачев К.В., Петров С.Б., Мазуров А.Ю., Боженин А.В., Никифоров В.С., Воробьев П.В., Привалов А.С., Авиакосмическое приборостроение 2016 № 10, 2016, Стр. 26-31;

[3] Разработка методологии стендовых испытаний воздействий посторонних предметов на транспортные объекты, Моргачев К.В., Молодёжь и будущее авиации и космонавтики. Аннотации конкурсных работ 11-го Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов, 2019, Стр. 51-52;

[4] Измерение скорости полета при испытаниях на динамическую прочность, Моргачев К.В., Нейрокомпьютеры и их применение. XVII Всероссийская научная конференция. Тезисы докладов, 2019, Стр. 366-370.

СОВРЕМЕННЫЕ СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ И МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ, РАЗРАБАТЫВАЕМЫЕ В ФАУ «ЦИАМ ИМ. П.И. БАРАНОВА»

И.Ю. Головченко, А.О. Коскин, И.Н. Молокович, В.А. Сеземин, И.И. Туркина, Н.В. Шеина
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работа посвящена представлению ряда средств измерения и метрологического обеспечения экспериментальных исследований, которые были разработаны в ЦИАМ в период с 2020 по 2025 год. Дано краткое описание принципов работы, конструкций и технических характеристик. Применение представленных средств измерения позволяет повысить достоверность измерений и оперативность диагностики.

MODERN MEANS OF MEASUREMENT AND METROLOGICAL SUPPORT FOR EXPERIMENTAL RESEARCH DEVELOPED BY CENTRAL INSTITUTE OF AVIATION MOTORS

I.Yu. Golovchenko, A.O. Koskin, I.N. Molokovich, V.A. Sezemin, I.I. Turkina, N.V. Sheina
CIAM, Moscow, Russia

The paper presents a number of measuring instruments and metrological support means for experimental research that were developed by CIAM in the period from 2020 to 2025. A brief description of the operating principles, designs and technical characteristics is given. The use of the presented measuring instruments improves the measurements reliability and the diagnostic efficiency.

1 Введение

За прошедшие пять лет в ЦИАМ был разработан ряд технических средств, позволяющих проводить калибровку и определение амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) измерительных каналов (ИК) динамических параметров на технически новом уровне. Была выполнена глубокая модернизация установки периодического давления «Пульсатор», благодаря которой появилась возможность определения АЧХ ИК переменных давлений в частотном диапазоне от 60 до 5800 Гц, при давлении окружающей среды, превышающем атмосферное, – до 1,5 МПа. Были разработаны мобильное устройство для калибровки ИК переменных давлений в стендовых условиях, устройство для калибровки тензометрических каналов, а также принципиально новая оптическая система измерения радиальных зазоров над рабочими колесами турболопаточных машин.

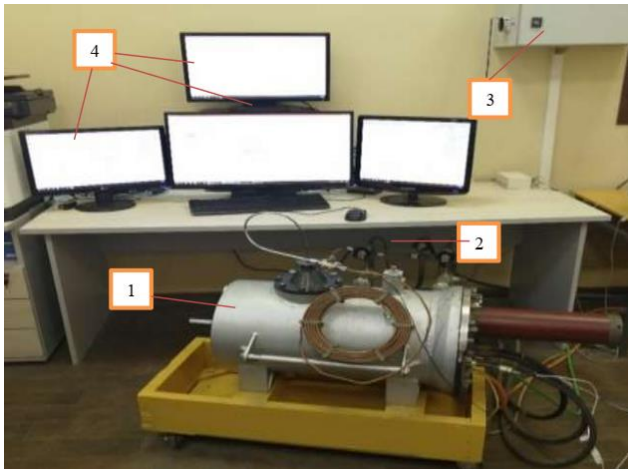
2 Установка периодического давления «Пульсатор»

Определение АЧХ ИК переменных давлений является необходимым этапом проведения измерений, проводимых с отклонением от стандартизованных методик применения датчиков переменного давления [1]. Зачастую датчики просто невозможно по тем или иным причинам разместить непосредственно в точках отбора. В таких случаях колебания давления могут быть переданы от объекта исследования к датчикам с помощью подводящего канала – волновода (полой металлической трубки) [2]. Датчик давления вместе с волноводом образует новый рабочий ИК, использовать который невозможно без предварительного определения его динамических характеристик. Для этих целей в ЦИАМ была разработана автоматизированная установка периодического давления «Пульсатор», позволяющая определять АЧХ ИК с применением волноводов в камерах сгорания, турбинах и других высокотемпературных узлах газотурбинных двигателей (ГТД) [3].

Принцип действия установки основан на создании газодинамическим пульсатором периодических колебаний давления воздуха в резонансной камере путем циклического перекрытия вращающимся щелевым диском с прорезями выхода сопла, на вход которого поступает сжатый воздух. Частота генерируемых периодических колебаний определяется скоростью вращения основного

двигателя и числом прорезей во вращающемся диске, установленном на валу основного двигателя [4].

Установка «Пульсатор» эксплуатировалась с 2002 года и требовала модернизации. Начиная с 2020 года были выполнены работы по устранению последствий эксплуатационного износа установки, выбраны оптимальные сочетания узлов, разработано новое программное обеспечение управления технологическим процессом. В результате замены узлов установки и конструктивных изменений повышено качество сигнала пульсаций давления, расширен верхний предел частотного диапазона установки с 4 до 5,8 кГц. Внешний вид модернизированной установки представлен на рис. 1.



1 – барокамера; 2 – пневматический пульт управления; 3 – шкаф управления; 4 – ПК и мониторы

Рис. 1. Внешний вид установки «Пульсатор»

В 2023 году установка периодического давления «Пульсатор» получила новый сертификат об утверждении типа средств измерений № 87957-23. Сведения об утвержденном типе включены в Федеральный информационный фонд по обеспечению единства измерений. На основании ежегодных периодических поверок «Пульсатор» признан пригодным к применению в качестве рабочего эталона.

3 Мобильное устройство для калибровки измерительных каналов переменных давлений в стендовых условиях

ИК переменных давлений включает в себя датчик, кабельную трассу, усиливающую и регистрирующую аппаратуру. Устройства, ранее применявшиеся в ЦИАМ для калибровки ИК переменных давлений, имели существенные недостатки: либо была затруднена их эксплуатация в условиях стенда из-за веса и габаритов, либо из процесса калибровки исключался сам датчик переменного давления, что не позволяло оценить его работоспособность. В этой связи была разработана рабочая конструкторская документация (РКД) и в 2021 году создан опытный образец мобильного устройства, позволяющего оперативно производить проверку работоспособности и сквозную калибровку ИК переменных давлений, включая датчик, непосредственно в стендовых условиях, а также определять АЧХ ИК в области низких частот от 5 до 200 Гц. Внешний вид устройства представлен на рис. 2.

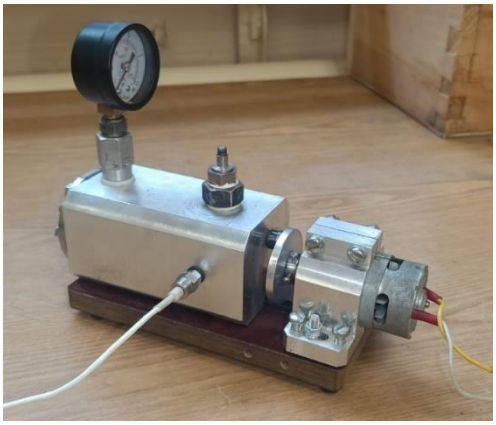


Рис. 2. Внешний вид мобильного устройства для калибровки измерительных каналов переменных давлений

Принцип действия устройства заключается в создании в рабочей камере периодических колебаний газо-воздушной среды за счет вращения диска электродвигателем со встроенным редуктором. Диск со стороны сопла имеет специально обработанную скошенную поверхность. При вращении диска за счет скошенной поверхности изменяется зазор между соплом и поверхностью диска, в результате чего в камере создаются колебания давления воздуха. Амплитуда колебаний зависит от уровня среднего давления газо-воздушной смеси, подаваемой в рабочую камеру, величины зазора между соплом и диском, а также от частоты создаваемых колебаний (от числа оборотов электродвигателя) [5].

РКД на мобильное устройство для калибровки ИК переменных давлений в стендовых условиях оформлена как секрет производства (ноу-хау).

4 Устройство для калибровки тензометрических каналов

В практике тензометрирования деталей авиационных ГТД наибольшее распространение получила калибровка с помощью специальных градуировочных устройств камертонного типа. Регулируя усиление прибора, можно задавать различную амплитуду колебаний ножек камертона и,

как следствие, различную деформацию в месте расположения контрольного тензорезистора.

С целью замены морально и физически устаревшего камертонного тарировочного устройства КТУ-1 [6], эксплуатация которого осуществлялась с 1957 года, в ЦИАМ было разработано устройство для калибровки тензометрических каналов (УКТК). В 2021 году изготовлен опытный образец УКТК, в котором от КТУ-1 используется только камертонная балка. Для управления работой устройства было разработано программное обеспечение (ПО) «КТУ». Внешний вид УКТК представлен на рис. 3.

Рис. 3. Внешний вид УКТК

Принцип действия УКТК основан на возбуждении колебаний камертона посредством воздействия силы на одно из его плеч с помощью электромагнитной катушки. При воздействии внешней силы плечо отклоняется от начального положения и в нем возникают силы, стремящиеся вернуть его в начальное положение. При прекращении действия внешней силы плечо возвращается в исходное положение, однако в камертоне возникают собственные колебания, которые затухают со временем. При колебаниях камертона в приемной катушке наводится ЭДС, частота которой равна частоте собственных колебаний камертона. Схемой управления в нормальном режиме работы напряжение, наводимое в приемной катушке, усиливается, смещается по фазе и подается на катушку возбуждения. Таким образом, в системе происходят вынужденные колебания, по частоте совпадающие с собственными, то есть возникает механический резонанс. Размах колебаний при резонансе ограничен балансом энергии, поступающей от катушки возбуждения, и потерями на трение внутри материала камертона и трение его частей о воздух.

На рис. 4 представлен вид установки камертона в УКТК, а на рис. 5 – структурная схема управления камертоном для стабилизации его колебаний.

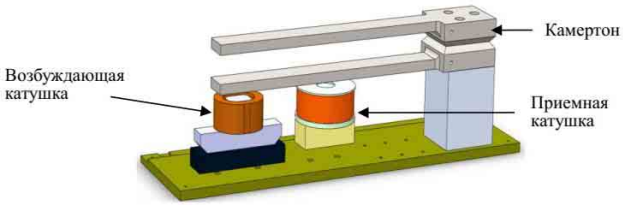


Рис. 4. Установка камертона в УКТК

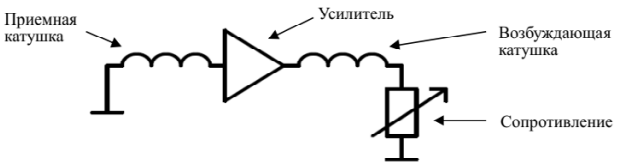


Рис. 5. Структурная схема управления камертоном

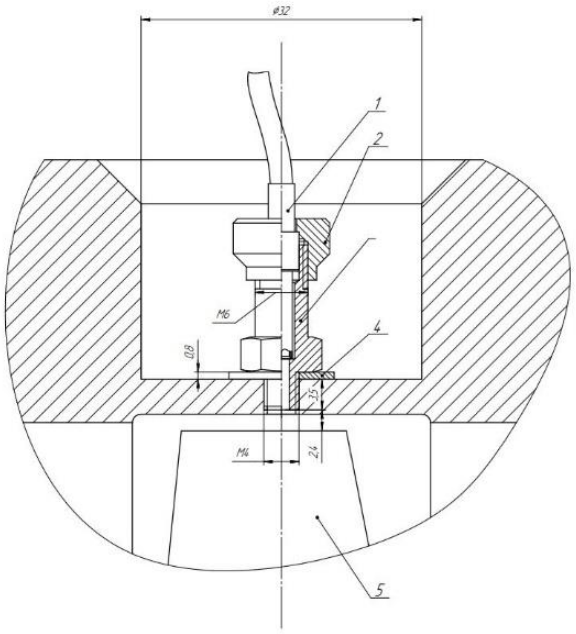
Разработанное устройство имеет целый ряд преимуществ перед КТУ-1. Использование современных электронных узлов и ПО дает возможность его оперативной и удобной настройки. На основании проведенных проверочных испытаний УКТК рекомендовано в качестве рабочего средства для проведения калибровок тензометрических каналов физическим способом, при котором калибруется весь ИК, включая тензорезистор.

5 Многофункциональная оптическая система измерения радиального зазора

В ЦИАМ разработана оптическая система измерения радиальных зазоров над рабочими колесами турболопаточных машин. Контроль зазоров может быть осуществлен как на этапе проектирования, доводки силовой установки летательного аппарата (ЛА) и оптимизации выбранных конструктивных решений, так и на этапе эксплуатации ЛА для контроля технического состояния силовой установки.

В основе метода измерения зазора лежит принцип действия многоканальных оптоволоконных пар. Приемные и передающие волокна образуют систему излучения и приема оптического сигнала от поверхности лопаток или ротора. Два оптических волокна располагаются параллельно друг другу. Одно из волокон излучает, а другое принимает свет, диффузно отраженный торцом лопатки.

На рис. 6 представлен пример установки оптоволоконного датчика на корпусе турбины.



1 – датчик; 2 – накидная гайка; 3- переходная втулка; 4 – шайба; 5 – лопатка

Рис. 6. Схема установки датчиков на корпусе турбины

Наряду с определением радиального зазора в компрессоре, многоканальная система позволяет, на базе одного и того же измеренного сигнала, определять также и скорость вращения ротора компрессора, обеспечивая при этом идеальную временную синхронизацию измеренного зазора с текущей частотой вращения. Учитывая высокое быстродействие считывания, возможен анализ вибрации элементов компрессора.

Достоинством данного метода, наряду с высоким быстродействием и чувствительностью, является высокая помехозащищенность от электромагнитных полей.

В состав системы, помимо описанных оптических датчиков, входит блок обработки сигналов, включающий одноканальную плату с микропроцессором первичной обработки на каждый датчик. Таким образом, система является масштабируемой на любое количество каналов без потери качества измерения на одном канале. Каждая плата имеет 12-разрядный АЦП с частотой опроса датчика 8,4 МГц, а также процессор обработки сигнала на базе промышленного процессора STM32. Частота измерения среднего радиального зазора и соответствующей ему частоты вращения составляет до 100 Гц.

Чувствительность метода при измерении зазоров составляет около 5 мкм. В ходе проведенных испытаний погрешность метода составила ±0,01 мм.

Допустимая температура в области измерения зазора для головы датчика составляет до 750 °С.

Датчики изготавливаются согласно ТУ 26.51.66-001-47368486-2025.

В настоящее время многоканальная волоконная система проходит стадию усовершенствования методик калибровки и способов компенсации изменения оптических свойств среды и отражающих поверхностей.

6 Заключение

Представленные технические средства, разработанные специалистами ЦИАМ, показали на практике, что являются эффективными инструментами и значительно расширяют диапазон возможностей по обеспечению измерения широкого ряда параметров при проведении стендовых испытаний. В ходе проводимых исследований происходит их дальнейшее совершенствование и улучшение технических характеристик.

Список использованных источников

[1] ОСТ 1 04081-2012. Двигатели газотурбинные авиационные. Камеры сгорания основные. Измерение параметров колебаний давления газа при диагностике вибрационного горения. Дата введения 2013–07–01.

[2] Фурлетов В.И., Шеина Н.В., Ханян Г.С. Методика испытания устойчивости процесса горения в камере сгорания демонстрационного газогенератора (отсутствие автоколебаний газа). № 349. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2010.

[3] Методы измерения и обработки параметров физических процессов при испытаниях авиационных двигателей и энергетических установок: Учеб. Пособие / Под общей ред. В.А. Скибина; ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2007.

[4] Матов Ю.Е., Головченко И.Ю. Калибровка волноводных каналов измерения пульсаций давления газа. Научно-технический отчет № 430- 1170. НИЦ ЦИАМ, 2003.

[5] Коскин А.О., Сеземин В.А., Шеина Н.В. и др. Разработка и создание мобильного устройства калибровки измерительных каналов переменных давлений в диапазоне частот от 5 до 200 Гц // ТО ЦИАМ № 010-7107. 2021. С. 55-64.

[6] Камертонное тарировочное устройство КТУ-1. Техническое описание. ТО46607-69-75.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ, ПОЛУЧЕННЫХ С ПОМОЩЬЮ ТЕРМОИНДИКАТОРНЫХ КРАСОК, НА ПОВЕРХНОСТЯХ ЭЛЕМЕНТОВ ДВИГАТЕЛЕЙ

Д.А. Голенцов, В.С. Фланден
ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова", Москва

Представлена информация о термоиндикаторных красках ЦИАМ для термометрирования элементов ГТД, а также о работе по автоматизации определения температурных полей, полученных с помощью термоиндикаторных красок.

AUTOMATION OF THE DETERMINATION OF TEMPERATURE FIELDS OBTAINED USING THERMAL INDICATORS ON THE SURFACES OF ENGINE ELEMENTS

D.A. Golentsov, V.S. Flanden
CIAM, Moscow, Russia

The information on both the CIAM thermal indicator paints for thermometry of engine elements and the work on automating determination of the temperature fields obtained by means of the thermal indicator paints is presented.

1 Введение

Одним из методов определения температуры поверхности элементов ГТД является их термометрирование с помощью термоиндикаторных красок, которые обеспечивают возможность получения наглядной информации о температурах поверхности без ее искажения и трудоемкой предварительной подготовки (например, организация оптического доступа, препарирование поверхности и т.п.).

2 Суть метода определения температурного поля

В ЦИАМ разработаны и успешно применяются оригинальные многопереходные термоиндикаторные краски, представляющие собой многокомпонентные вещества, состав которых подобран таким образом, чтобы обеспечить равномерную индикацию в широком интервале температур. В настоящее время разработаны несколько термоиндикаторных красок на разные диапазоны температур, покрывающие область от 50 до 1550 °С. Погрешность определения цветовых переходов на изотерме составляет ± 6 °С. Используемые термоиндикаторные краски отличаются очень высокой адгезией и предоставили возможность впервые исследовать внутреннюю поверхность камер сгорания непосредственно в зоне горения и исследовать температурные поля на поверхности неметаллических элементов камеры сгорания [1].

Метод исследования температурных полей с применением термоиндикаторных красок включает в себя, в том числе, расшифровку температурных полей по цифровой фотографии термопокрытия после эксперимента. Опытный специалист может оценить распределение температур на поверхности делали непосредственно по её внешнему виду. Однако, для быстрого построения распределения температур и исключения субъективного фактора в виде зрительного восприятия картины глазом применяется расшифровка в автоматизированном режиме с использованием компьютерного атласа цветовых зон [2].

Для реализации автоматизированной расшифровки термоиндикаторных полей требуется решить три основные задачи: однозначное определение цвета; выявление однозначного соответствия цвета с цветом из нормативной документации (цветового атласа); выбор датчика и метода, обеспечивающих нужные условия проведения измерений.

В основе алгоритма, используемого для расшифровки термоиндикаторных полей, лежит CIELab-измерение — это система измерения цвета, основанная на трёхмерных координатах, которые описывают цвет в пространстве. Эта система была разработана Международной комиссией по освещению (CIE) и используется для определения цветовых координат и создания цветовых профилей. Отличительной особенностью этой системы является ее универсальность. XYZ-система может быть использована для описания цветов в различных условиях освещения и на разных устройствах. Цвет в такой системе обычно описывается тремя основными понятиями: насыщенность, яркость и тон.

В нашем случае предлагается использовать вариант этой системы – цветовая модель CIELab. Цветовые значения в ней задаются параметрами "L" – яркостью, и координатами "a" - положение цвета в диапазоне от зеленого до красного и "b" - диапазон от синего до желтого. Это позволяет точно определить любой цвет. Преимуществом данной модели является

независимость от используемого устройства "считывания" картины термоиндикаторного поля и охват всего видимого спектра. Также важно, что изменения значений координат являются нелинейными, что приводит к изменению цвета по той же логике, что и восприятие цвета человеком.

Так как многие устройства работают в пространстве RGB, то загружаемое изображение преобразуется из цветового пространства RGB в CIELab с определенными условиями освещения. Алгоритм тестировался на стандартных образцах на повторяемость, на влияние на результат расстояния до исследуемого объекта, освещения, структуры поверхности.

В качестве датчиков можно использовать устройства типа ColorMeter Pro. При использовании такого рода устройств можно использовать встроенное программное обеспечение для первичного определения цвета при необходимости оперативного получения результата измерения локальной температуры в заданной точке. Для использования же его с целью получения термоиндикаторного поля требуется проводить сканирование поверхности с последующей обработкой данных, либо работа с изображением. На текущий момент работа с фотографией нежелательна, так как из-за различной первичной обработки полученных изображений в зависимости от исполнительного устройства происходит иногда слишком сильное изменение данных о цвете, что приводит к сбою работы алгоритма.

3 Заключение

Предложенный метод позволит в автоматизированном режиме получить быстрое построение распределения температур на поверхностях тел, полученных с помощью тнрмоиндикаторных красок и исключить субъективный человеческий фактор в виде зрительного восприятия картины глазом.

Список использованных источников

[1] Мирная М.Р., Иванов К.А., Бородако В.В. и др. Применение термоиндикаторных красок для исследования теплового состояния камеры сгорания // ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. Под общей редакцией В.А. Скибина, В.И. Солонина, М.Я. Иванова. Т. 2. – М.: ЦИАМ, 2005, с. 442-445.

[2] Мирная М.Р., Иванов К.А., Кобцева А.А. и др. Автоматизация определения температурного поля поверхности элементов газотурбинных двигателей, полученного с помощью термокрасок // Автоматизация в промышленности, №4, 2016, с. 20-24.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛАЗЕРНОГО ДОППЛЕРОВСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ

В.П. Маслов, Б.И. Минеев, А.М. Горбачев
ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова", Москва

Представлены материалы по созданию и экспериментальным исследованиям установки для калибровки средств измерения динамических деформации деталей и узлов авиационных двигателей.

THE DEVELOPMENT AND RESEARCH OF METROLOGICAL CHARACTERISTICS OF THE DYNAMIC DEFORMATION LASER DOPPLER METER

V.P. Maslov, B.I. Mineev, A.M. Gorbachev
CIAM, Moscow, Russia

The materials on the creation and experimental studies of the installation for calibration of measuring instruments for dynamic deformation of the parts of aircraft engines are presented.

1 Введение

Согласно действующему законодательству, измерительные каналы динамических деформаций, используемые при сертификационных испытаниях авиационных двигателей, должны быть утвержденного типа и поверены. Однако, из-за отсутствия необходимой эталонной базы, как в России, так и за рубежом поверочные работы выполняются только в статических условиях. При этом в условиях быстропеременных нагрузок чувствительность тензометрического канала может существенно зависеть от частоты. Для повышения достоверности таких измерений и обеспечения их соответствия действующему законодательству при проведении сертификационных испытаний необходимо иметь эталонное устройство, позволяющее измерять амплитудно-частотные характеристики тензометрического канала. Поэтому, создание эталонной установки для калибровки средств измерения динамических деформации деталей и узлов авиационных двигателей является чрезвычайно важной задачей.

2 Текущее состояние вопроса и предлагаемое решение

В настоящее время используется методика динамической калибровки с помощью разработанных ранее в ЦИАМ камертонных устройств. В этом случае калибровка проводится только на одной резонансной частоте 135 Гц и при ее выполнении используются расчетные и справочные характеристики с недостаточно известными погрешностями. Также применяется электрическая калибровка измерительных каналов, которая, фактически, является разновидностью статической калибровки. Таким образом, в настоящее время средства метрологического обеспечения измерений динамических деформаций отсутствуют.

В ЦИАМ проводится работа по созданию прототипа эталонного высокоточного средства измерения быстропеременных деформаций, предназначенного для динамической калибровки тензометрических измерительных каналов. По результатам анализа различных методов измерения был предложен лазерный интерференционный метод измерения разности смещений светорассеивающих микрообъектов, расположенных на поверхности деформируемого образца на небольшом, около 3 мм, расстоянии друг от друга. В качестве деформируемых образцов были выбраны камертоны с различными резонансными частотами от 32 Гц до 4096 Гц, которые возбуждаются с помощью небольшого вибростенда. Для создания макета измерительной системы ЛИДД (лазерный измеритель динамических деформаций) была использована имеющаяся аппаратура лазерного доплеровского измерителя скорости (ЛДИС) и дополнительная аппаратура: He-Ne лазер, вибростенд, набор камертонов.

Для уменьшения погрешности измерений вибродеформаций была реализована схема измерения непосредственно среднего значения разницы амплитуд виброперемещений двух меток вместо разницы двух средних значений амплитуды виброперемещений каждой из меток. Для этих целей был специально разработан электронный прибор БСС.40, позволивший напрямую измерять разницу амплитуд виброперемещений двух близкорасположенных оптических меток и минимизировать влияние шума от внешних источников. В процессе выполнения работы была оптимизирована форма и размер оптических меток, что позволило значительно уменьшить шум в

оптическом сигнале и уменьшить погрешность измерений [1].

В силу отсутствия эталонных средств измерения вибродеформации метрологические характеристики ЛИДД было предложено исследовать путем сравнения амплитуд виброперемещений, измеренных ЛИДД и лазерным виброметром с известными метрологическими характеристиками. В этом случае ЛИДД измеряет разницу перемещений метки, расположенной на ножке камертона и неподвижной метки. Была выбрана схема одновременных совместных измерений, которая позволила проводить измерения ЛИДД и виброметра в точках, имеющих одинаковую амплитуду колебаний.

Проведенные эксперименты показали, что среднее значение относительной разницы результатов имеет положительное значение и лежит в пределах 2,4-3,7 %. Все измеренные значения относительной разницы результатов имеют положительное значение, то есть наблюдается систематическое отклонение результатов измерений ЛИДД от результатов измерений лазерным виброметром. Это может быть обусловлено настройками, как ЛИДД, так и виброметра. В дальнейшей работе, для подтверждения метрологических характеристик ЛИДД необходимо использовать эталонное оборудование измерения (воспроизведения) вибраций. В случае подтверждения систематического завышения результатов измерений ЛИДД, его можно скомпенсировать настройкой ЛИДД.

3 Заключение

Проведенные экспериментальные исследования показали, что полученные точностные оценки ЛИДД в разы ниже требований к погрешности измерений динамических деформаций, составляющей 10 %. Это позволяет рассматривать в перспективе ЛИДД в качестве эталонного средства для калибровки (поверки) рабочих средств измерения динамических деформаций.

Список использованных источников

[1] В.П. Маслов, Б.И. Минеев, А.Г. Шатохин, В.А. Гречихин. Новый лазерный интерференционный метод динамической калибровки тензорезисторов и его метрологические исследования // Мир измерений, №10, 2014 г., стр. 11-15.

МОБИЛЬНАЯ СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БОКСОВ НАЗЕМНЫХ ЗАКРЫТЫХ СТЕНДОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ГТД

П.С. Лежнев, К.В. Моргачев, А.С. Привалов
ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова", Москва

Представлены материалы о мобильной системе для измерения аэродинамических характеристик боксов наземных закрытых стендов при испытаниях ГТД.

THE MOBILE SYSTEM FOR MEASURING THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF BOXES OF TEST-BENCHES DURING ENGINE TESTS

P.C. Lezhnev, K.V. Morgachev, A.S. Privalov
CIAM, Moscow, Russia

The materials on the mobile system for measuring the aerodynamic characteristics of boxes of test-benches during engine tests are presented.

1 Введение

При испытаниях авиационных ГТД на наземных закрытых стендах существенное влияние на результаты испытаний оказывают аэродинамические характеристики стенда, которые должны соответствовать определенным требованиям, и которые необходимо измерять.

2 Мобильная система измерения аэродинамических характеристик боксов наземных закрытых стендов

Условия работы двигателя на наземном закрытом стенде отличаются от условий идеального открытого стенда. На закрытом стенде возникает аэродинамическая сила (АС), являющаяся результатом действия полного входного импульса, тяги входного устройства (ВУ) и сил лобового сопротивления элементов конструкций, установленных на динамометрической платформе. Также учитывать влияние на внутренние характеристики двигателя отношения полного давления на входе в двигатель к давлению в боксе**.**

Измерение АС производится в соответствии с методикой выполнения измерений, изложенной в [1]. Для получения параметров, используемых в расчете АС разработана мобильная система для измерения аэродинамических характеристик боксов наземных закрытых стендов.

Система предназначена для измерения разности полного и статического давления в сечении бокса перед ВУ ГТД; статические давления по внутренней поверхности «лемнискаты» ВУ; статические давления по наружной поверхности «лемнискаты» ВУ; дифференциальные давления, используемые при определении силы «парусности», а также иные измерения давления в рамках диапазона измерений модулей.

Принципиальная схема измерения с помощью измерительной системы приведена на рис. 1.

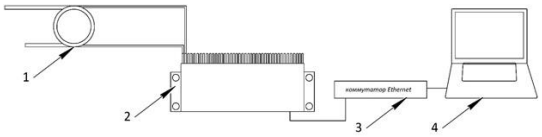


Рис 1. Принципиальная схема измерения

где: 1 – приёмник полного и статического давления;
2 – сканер давления многоканальный; 3 – коммутатор; 4 – ноутбук

Для обеспечения регистрации в реальном времени сигналов модулей измерения давлений в состав системы включается портативное вычислительное устройства типа ноутбук, коммутатор, преобразователь интерфейсов для подключения к ноутбуку внешних устройств, другое вспомогательное оборудование и система управления, обеспечивающие основные функциональные свойства системы.

Система управления обеспечивает задание режима работы многоканальных измерителей давлений, регистрацию данных, получаемых от них, преобразование указанных данных, их сохранение в заданном формате и отображение на экране портативного вычислительного устройства.

3 Заключение

Представленная мобильная система позволяет проводить измерения давления и вакуума, с необходимыми метрологическими характеристиками, для дальнейшего вычисления аэродинамических характеристик боксов различных наземных закрытых стендов, влияющих на характеристики двигателя, а также поправочный коэффициент к силе от тяги, измеренной на стендах при испытаниях ГТД.

Список использованных источников

[1] ОСТ 1 02781-2004 «Отраслевая система обеспечения единства измерений. Сила аэродинамическая при испытаниях газотурбинных двигателей на наземных закрытых стендах. Методика выполнения измерений».

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОМЫШЛЕННОЙ, ПОЖАРНОЙ, ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ ТРУДА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.И. Дмитрук
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Комплексная производственная безопасность, на достижении которой сфокусирована деятельность Управления промышленной безопасности ЦИАМ, жизненно необходима для успешного осуществления основной деятельности и при испытаниях авиационных двигателей. Обосновано, что в этом случае обеспечиваются условия функционирования основного бизнеса при минимуме/предотвращении неплановых потерь, связанных с инцидентами и авариями; при минимизации ущерба здоровью персонала и «третьим» лицам, окружающей природной среде.

ENSURING INDUSTRIAL, FIRE, ENVIRONMENTAL AND OCCUPATIONAL SAFETY DURING TESTING OF AIRCRAFT ENGINES

V.I. Dmitruk
CIAM, Moscow, Russia

Comprehensive industrial safety, which is the focus of the Industrial Safety Department of CIAM, is vital for the successful implementation of its core business and testing of aircraft engines. It is proved that in this case, the operating conditions of the main business are ensured while minimizing / preventing unplanned losses related to incidents and accidents, while minimizing damage to the health of personnel and "third" parties, the environment.

1 Введение

Основная деятельность ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (далее ЦИАМ) связана с проведением испытаний и научных исследований в проектах создания новых образцов авиационной техники. Уникальные стенды позволяют проводить весь перечень обязательных специальных инженерных и сертификационных испытаний воздушно-реактивных двигателей всех типов в условиях эксплуатации от арктических до экваториальных и на высотах до нижней стратосферы.

Помимо работы самих испытателей, для успешных испытаний требуется также эффективная скоординированная работа обеспечивающих служб: отделений 340, 342, отдела 081 и др. Но основная производственная деятельность может быть успешной, прежде всего, при обеспечении комплексной безопасности (КБ) проведения самих испытаний, а также КБ жизнедеятельности всех подразделений.

Под «комплексной безопасностью» автор понимает все аспекты промышленной, пожарной, экологической безопасности и безопасности труда.

2 Составные части комплексной производственной безопасности и внедрение лидерских практик культуры безопасности

Специфика целей для ФАУ «ЦИАМ» (включая обособленное подразделение Научно-Испытательный Центр - ОП НИЦ «ЦИАМ») в области промышленной, экологической и пожарной безопасности (ПБ, ЭБ, ПожБ), охраны труда (ОТ) состоит в том, что кроме традиционной цели для большинства предприятий в области ОТ и ПБ - стремления к «нулевому травматизму», - у ЦИАМ имеется и другая равновеликая цель – стремление к «Нулевому ущербу» при испытаниях для уникального оборудования крупнейшего в Европе испытательного комплекса для новейших аэрокосмических двигателей.

Разработан в т.ч. базовый документ в системе управления комплексной безопасностью предприятий, подтверждающий Лидерство и Приверженность Высшего Руководства, - «ПОЛИТИКУ В ОБЛАСТИ ПРОМЫШЛЕННОЙ, ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ И ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ, ОХРАНЫ ТРУДА И ЗДОРОВЬЯ РАБОТНИКОВ, ГО и ЧС». В частности, основные положения действующей «ПОЛИТИКИ…» для ФАУ «ЦИАМ», утверждённой приказом генерального директора, следующие:

«Достижение целей основной деятельности учреждения и осуществление полного цикла исследований и испытаний мы рассматриваем только при условии обеспечения промышленной, пожарной

и экологической безопасности, сохранения жизни и здоровья всех наших работников».

Все указанные в «ПОЛИТИКЕ…» направления деятельности консолидированы в работе возглавляемого автором «Управления промышленной безопасности» и отражают в СМК ЦИАМ подпроцесс «промышленная безопасность, охрана труда, охрана окружающей среды, ГОиЧС, пожарная безопасность». Все одноименные с подпроцессами отделы входят в Управление промышленной безопасности. Таким образом, Управление консолидирует направления, которые в английском языке обозначаются аббревиатурой «HSEE» (Health, Safety, Environment, Emergency).

Цель Управления промышленной безопасности (УПБ) – организационная и консультационная деятельность для достижения в ЦИАМ комплексной производственной безопасности (КомплПроизвБ): обеспечивать условия функционирования основного бизнеса при минимуме/предотвращении неплановых потерь, связанных с инцидентами и авариями, другими происшествиями с оборудованием; при минимизации ущерба здоровью персонала и «третьим» лицам, окружающей природной среде.

«Сохраненный пенни есть заработанный пенни». Эффективная безопасность - это не расход, это актив.

Важные следствия при стремлении достичь комплексную производственную безопасность – повышение работоспособности персонала, а также повышение качества труда.

В поле внимания УПБ две составляющих производственной безопасности:

1) ТЕХНОГЕННАЯ составляющая безопасности производственных процессов и безопасности на рабочих местах (можно назвать конструктивной безопасностью);

2) ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ безопасность, зависящая от степени безошибочности действий человека-оператора (назовём его так в общем случае).

Финальный результат для всей организации в аварийности и травматизме часто определяется уровнем «наиболее слабого звена» операторов: именно их качеством обучения, качеством навыков применения знаний, их осознанностью и вовлечённостью в процессы безопасности. И чем выше в целом КУЛЬТУРА БЕЗОПАСНОСТИ (КуБ) на предприятии, тем выше уровень безопасности рабочих мест и уровень безопасности эксплуатации опасных производственных объектов.

Поэтому, помимо выполнения нормативных требований, УПБ ввело много инициативных мер по повышению КуБ и комплексной безопасности в ЦИАМ. Введён способ оперативного донесения важной информации до каждого работника ЦИАМ путём рассылки по электронной почте через удобные для визуально-текстового восприятия «МОЛНИИ» (1-2 стр.). Регулярно Управление информирует об актуальных рисках и мерах по их предотвращению или минимизации. Затрагиваемые темы: об извлеченных уроках при допущенных несчастных случаях (НС) и происшествиях с целью принятия корректирующих и предупреждающих действий; падениями на поверхности одного уровня, на скользкой поверхности, при небольшой разности уровней высот и на лестницах (падения – причина 62% НС в ЦИАМ); противодействие рискам наледей и сосулек; вопросы актуальной пожарной безопасности на работе и в быту, изложение ЛИДЕРСКИХ ПРАКТИК БЕЗОПАСНОСТИ (ЛПБ) и мн. др.

После каждого НС УПБ проводит тренинги-беседы с работниками отделов, где произошел НС. Периодически проводим для всех отделов общие встречи в Москве и Тураево на актуальные темы. Это тренинги-беседы по ОСОЗНАННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ и ЛПБ. Учим работников видеть и призываем быть НЕТЕРПИМЫМИ к видимым опасным действиям (ОД) персонала и создаваемым опасным условиям (ОУ)! ОД и ОУ провоцируют опасности и риски происшествий; они – причина более 90% НС. УПБ разработал «ПОМОЩНИК для оценки безопасности проведения работ» (двусторонняя ламинированная карточка карманного формата; роздана всем слушателям и исполнителям работ повышенной опасности). Обучили руководителей и призвали их научить своих сотрудников перед тем, как начать работу (особенно – по наряду-допуску) использовать «ПОМОЩНИК…». Обучаем руководителей и сотрудников постоянно проводить «ОХОТУ на РИСКИ», внедряя мысль: «ЕСЛИ ВЫ НЕ ОХОТИТЕСЬ НА ОПАСНОСТИ, ТО ОПАСНОСТИ ОХОТЯТСЯ ЗА ВАМИ». Обучаем линейных руководителей и другим ЛПБ: проведению ежедневных «ПЯТИМИНУТОК БЕЗОПАСНОСТИ», проведению «ПОВЕДЕНЧЕСКИХ АУДИТОВ БЕЗОПАСНОСТИ»; обучаем анализу «Near- miss» потенциально опасных происшествий.

УПБ ведёт важную методическую работу. Разработаны «Методические рекомендации по требованиям пожарной безопасности при очистке подземных топливных резервуаров на территории ФАУ «ЦИАМ»; дополнения к разделам «Пожарная безопасность» к ППР – проектам производства работ и др.

3 Пути совершенствования комплексной безопасности при осуществлении основной деятельности и при испытаниях авиационных двигателей.

Высокая профессиональная надёжность персонала – залог предотвращения несчастных случаев и происшествий с оборудованием.

Вопросы обеспечения эксплуатационной безопасности опасных производственных объектов и предупреждения т.н. «ошибки оператора» актуальны всегда.

Залогом решения этого вопроса - является высокий уровень культуры безопасности и высокая профессиональная надёжность персонала.

Прогресс в достижении обеих целей Системы Управления ОТ ЦИАМ - стремления к «нулевому травматизму» и стремление к «Нулевому ущербу» при испытаниях для уникального оборудования, - на взгляд автора, обеспечивается через усилия или программы повышения ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ НАДЁЖНОСТИ, понимаемой как безотказность, безошибочность действий оператора, своевременность и результативность действий по достижению конкретной цели в заданных условиях при взаимодействии с технической системой и другими специалистами.

Для ЦИАМ наиболее важны вопросы надёжности для специалистов с высоким стрессогенным характером деятельности, в том числе операторов при испытаниях авиационных двигателей.

Нами предлагается 2 «магистральных» направления повышения надёжности работы персонала для ЦИАМ:

1) вовлечение в работу психолога и его работа «бок о бок» со Службой ОТ и отделом кадров с целью психологической профилактики производственного травматизма и предотвращения ошибок персонала, влияющих на целостность оборудования;

2) обучение навыкам безопасного выполнению работ с использованием систем виртуальной реальности, VR/AR и 3D симуляторов.

Первое направление очень важно, поскольку подавляющее большинство несчастных случаев и происшествий с оборудованием было связано с неосторожностью, невнимательностью и поспешностью действий самого персонала. Автором разработаны программы минимизации рисков ошибок по психологическим причинам, включающие арсенал методов: от BBS (Behavior Based Safety - программа управления безопасным поведением людей) и до «Защиты от глупца». Сформулированы «идеальные» профессионально важные качества работников, способствующие безопасной подготовке и проведению испытаний.

Активное использование более эффективных цифровых технологий для обучения профессиональным навыкам и навыкам по ОТ и ПБ, пожарной безопасности в виртуальной реальности (VR) существенно снижает риск ущерба от ошибок персонала, рисков аварий, инцидентов, пожаров, взрывов, травматизма. (Традиционное обучение, как показывает мировой опыт, - системная причина более 70% получаемых травм на производстве).

4 Вклад Управления «Промышленной безопасности» в обеспечение комплексной безопасности при испытаниях авиационных двигателей.

Акцентируем внимание на основных составляющих указанного вклада:

- Очевиден вклад УПБ в обеспечение комплексной безопасности при испытаниях авиационных двигателей в части производственного контроля и профилактики происшествий.

- Особенно велик вклад в вопросах обеспечения пожарной безопасности (и в методической, и в практической составляющих). В частности, отдел «Пожарной безопасности, ГОиЧС» УПБ разработал типовой «Регламент действий испытателей при обнаружении загорания (пожара) или иной чрезвычайной ситуации, требующего незамедлительной эвакуации в процессе подготовки\испытаний изделия на стендах» (реализовано это уже на примере стенда Ц-2).

- Управление «Промышленной безопасности» согласовывает также Инструкции Технологические по подготовке и проведению испытаний на стендах (например, на стенде ТС–2 и др.).

- В разработке всех действующих Инструкций по охране труда (ИОТ) на стендах и в отделах принимает участие УПБ; ИОТ утверждаются начальником управления. Так, список действующих инструкций в отделе 100-04 включает 15 наименований, включая ИОТ для испытателя-механика двигателей и персонала, работающего на стендах Ц-3 и Ц-3А; ИОТ для испытателя-механика двигателей испытательного стенда ТС-2 и др..

- начальник УПБ является членом комиссий по периодической аттестации стендов ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»;

- В каждом Протоколе периодической аттестации стендов отражаются вопросы проверки выполнения требований по безопасности. Особое внимание уделяется вопросам Пожаробезопасности с указанием готовности стационарных установок пожаротушения (с представлением Актов о проведении профилактического обслуживания), первичных средств пожаротушения.

- Особый раздел Протоколов периодической аттестации стендов – свидетельства о приемлемости факторов производственной среды. УПБ организует проведение специальной оценки условий труда (СОУТ) на стендах. Управление следит за не превышением допустимых значений вредных и

опасных факторов на рабочих местах в отделах и на стендах. В случае превышений назначаются компенсации и мероприятия по доведению условий до допустимых.

- И для работников, проводящих и организующих испытания на стендах, как и для всех работников ФАУ, служба «Охраны труда» УПБ организует и обеспечивает на основании риск-ориентированного подхода осуществление всех процессов, предписанных новой моделью управления охраной труда [1]: 2 «Базовых процесса» (не только Специальная оценка условий труда, но и оценка профессиональных рисков); 4 «Процесса допуска работника к работе» (в т.ч. «Проведение медосмотров и освидетельствований», «Проведение обучения работников», «Обеспечение средствами индивидуальной защиты»); 6 «Процессов обеспечения безопасной производственной среды» (в т.ч. обеспечение безопасности работников при эксплуатации оборудования, осуществлении технологических процессов, эксплуатации применяемых инструментов, сырья и материалов и др.); 10 «Основных и сопутствующих процессов по охране труда» (в т.ч. санитарно-бытовое обеспечение и обеспечение социального страхования); 5 «Процессов реагирования на ситуации» (в т.ч на аварийные, на несчастные случаи, на профзаболевания и др.); всего 27 процессов.

- Значительный вклад отдела «Промышленной безопасности и производственного контроля» на Тураевской и Московских площадках в обеспечение безопасности эксплуатации стендового оборудования, работающего под избыточным давлением, и грузоподъемных механизмов в соответствии с требованиями [2,3]. Осуществляется нормативный производственный контроль и требуемая консультационная поддержка, проводятся частичные и полные технические освидетельствования, организуются нормативные экспертизы промышленной безопасности. Кроме того, УПБ организует необходимую для легитимной работы специалистов стендов предатестационную подготовку и аттестацию в Ростехнадзоре по требуемым областям аттестации (основные: А1; Б.8.3; Б.9.3 и др.).

5 Заключение

Таким образом, комплексная производственная безопасность, на достижении которой сфокусирована деятельность Управления промышленной безопасности, выгодна для бизнеса. Следствием её при осуществлении основной деятельности и при испытаниях авиационных двигателей является успешность проведения испытаний (как обратная сторона минимизации или предотвращения неплановых потерь, связанных с возгораниями, инцидентами/авариями и другими происшествиями с оборудованием; минимизация или предотвращение при этом ущерба здоровью персонала и «третьим» лицам, окружающей природной среде). Важнейший попутный бонус при этом - повышение работоспособности персонала и повышение качества труда.

С целью психологической профилактики производственного травматизма и предотвращения ошибок персонала, влияющих на целостность оборудования, обосновано вовлечение в работу психолога и его работа «бок о бок» со Службой ОТ и Управлением по работе с персоналом. Это поспособствует и росту профессиональной надёжности специалистов.

Считаем перспективным также активное использование эффективных цифровых технологий для обучения профессиональным навыкам и навыкам по ОТ и ПБ, пожарной безопасности в виртуальной реальности (VR).

В будущем специалисты Управления промышленной безопасности нацелены на ещё большую интеграцию в своей работе со специалистами, проводящими и обеспечивающими испытания авиационных двигателей, чтобы ещё более способствовать их эффективной и успешной работе.

Список использованных источников

[1] Приказ Министерства труда и социальной защиты РФ от 29 октября 2021 г. № 776н «Об утверждении Примерного положения о системе управления охраной труда».

[2] Приказ Ростехнадзора от 15.12.2020г. N 536 «Об утверждении федеральных норм и правил в области промышленной безопасности «Правила промышленной безопасности при использовании оборудования, работающего под избыточным давлением».

[3] Приказ Ростехнадзора от 26.11.2020 г. N 461 «Об утверждении федеральных норм и правил в области промышленной безопасности «Правила безопасности опасных производственных объектов, на которых используются подъемные сооружения".

КОМПЛЕКС РАБОТ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПРОВЕРКЕ МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПОВЫШЕНИЮ КПД ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Д.А. Попов[1,2], Н.Ю. Самохвалов[1], Н.А. Овсейчук[1,2]
[1]АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь
[2]Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь

Представлены результаты выполнения комплекса работ, направленного на проектирование и ввод в эксплуатацию уникальной экспериментальной установки испытаний турбинной ступени, разработку перспективных мероприятий по повышению КПД ступени ТВД до 0,35...0,4 %, заключающихся в модификации конструкции РЛ, и проведение испытаний и отладку методики исследованию параметров потока по высоте проточной части при помощи зонда давления отечественной разработки.

COMPLEX OF WORKS ON EXPERIMENTAL VERIFICATION OF ACTIONS TO INCREASE THE EFFICIENCY OF GAS TURBINES

D.A. Popov[1,2], N.Yu. Samokhvalov[1], N.A. Ovseychuk[1,2]
[1]JSC “UEC-Aviadvigatel”, Perm, Russia
[2]Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

The paper presents the results of a set of works aimed at designing and commissioning of a unique experimental turbine stage test facility, development of promising measures to increase the efficiency of the HPT stage up to 0,35...0,4 %, consisting in modification of the rotor blade design, and testing and setting up of the methodology for flow parameters investigation along the height of the flow section using a pressure probe of domestic design.

1 Введение

Актуальность разработки критических технологий при создании современных газотурбинных двигателей (ГТД) возрастает вместе с ужесточением целевых требований, предъявляемых к технике нового поколения. Одним из этих требований является снижение крейсерского удельного расхода топлива [1], который напрямую зависит от КПД узла турбины высокого давления (ТВД). Течение в межлопаточных каналах турбин неизбежно сопровождается потерей энергии, которая приводит к снижению КПД. Существенный вклад в общую величину потерь энергии вносит группа вторичных потерь, включающая развитые вторичные вихревые течения на втулке и периферии проточной части [2]. Снизить потери энергии можно при помощи конструктивных мероприятий, направленных на минимизацию масштаба и интенсивности вторичных вихревых течений, в числе которых неосесимметричное профилирование трактовых поверхностей соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК), оптимизация торцевых поверхностей лопаток и прочие [3]. С целью определения перспективных направлений повышения КПД узла ТВД при помощи конструктивных модификаций сопловых (СЛ) и рабочих лопаток (РЛ), а также ускоренной проверки разрабатываемых мероприятий существует необходимость в проектировании и создании установок, направленных на получение экспериментальных характеристик исследуемых турбинных ступеней, исследование параметров потока рабочего тела по высоте проточной части и настройку математических моделей.

2 Экспериментальная установка

В АО «ОДК-Авиадвигатель» выполнен комплекс работ, направленный на проектирование и ввод в эксплуатацию уникальной экспериментальной установки, разработаны перспективные мероприятия по повышению КПД турбин, заключающиеся в модификации конструкции РЛ, выполнена отладка методики измерения параметров потока за турбинной ступенью по высоте проточной части при помощи зонда давления отечественной разработки, а также настроена и верифицирована математическая модель трёхмерного анализа.

Разработанная установка не имеет аналогов в РФ и позволяет проводить экспериментальное исследование различных вариантов лопаточных венцов с различным количеством лопаток. Сокращены сроки подготовки к испытаниям с 18 до 2 месяцев, в том числе благодаря изготовлению лопаток по аддитивной технологии. Конструкция установки содержит объект испытаний (турбинную ступень), статорные детали, формирующие газовоздушный тракт, организующие вторичные полости и места

крепления к стендовой линии, ротор, состоящий из вала и диска с РЛ, систему подвода охлаждающего воздуха, систему измерения газодинамических параметров рабочего тела и систему измерения величины радиального зазора.

Для снижения потерь энергии и увеличения КПД ТВД разработаны конструктивные мероприятия, заключающиеся в неосесимметричном профилировании трактовой поверхности РЛ и оптимизации торцевой части пера. Профилирование трактовой поверхности подразумевает изменение формы образующей полки РЛ в нескольких продольных и поперечных сечениях, а оптимизация торцевой части пера заключается в изменении геометрии торцевого колодца.

Проведено несколько испытаний различных турбинных ступеней в составе разработанной установки с целью экспериментальной оценки влияния конструктивных модификаций РЛ на КПД ТВД на разных режимах работы. Получено увеличение мощностного КПД турбинной ступени на 0,37 % в случае неосесимметричного профилирования трактовой поверхности РЛ и увеличение на 0,42 % в случае оптимизации торцевой части пера РЛ. Для всех вариантов конструкций выполнено измерение газодинамических параметров потока по высоте проточной части при помощи зонда давления за исследуемой ступенью (см. рисунок), получены профили статического и полного давлений, числа Маха и углов потока в окружном и радиальном направлениях.

3 Заключение

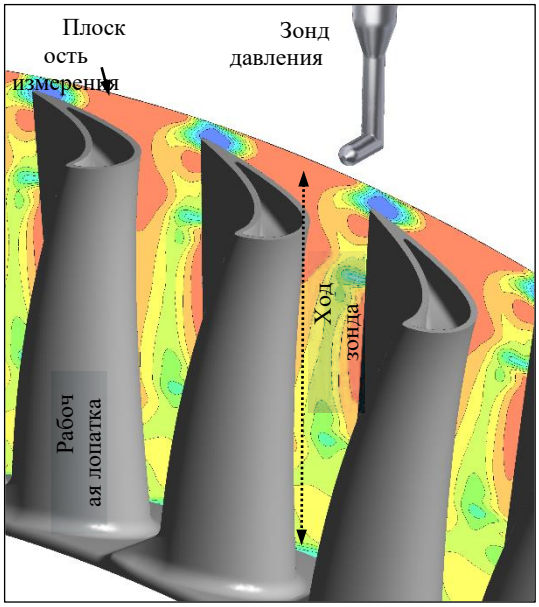
Коллективом АО «ОДК-Авиадвигатель» выполнен комплекс работ по экспериментальной проверке мероприятий по повышению КПД газовых турбин:

– спроектирована уникальная установка для экспериментальной проверки конструктивных мероприятий по повышению КПД турбин;

– разработаны новые перспективные мероприятий по повышению КПД одной ступени ТВД до 0,35…0,4 %;

– впервые проведены испытания и отлажена методика по исследованию параметров потока по высоте проточной части в процессе работы ступени ТВД.

Выражаем благодарность НИЦ ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» за содействие и помощь в проведении испытаний.



Визуализация процесса измерения газодинамических параметров потока за исследуемой турбинной ступенью

Список использованных источников:

[1] Иноземцев, А.А. Развитие технологий в отечественном гражданском авиадвигателестроении / А.А. Иноземцев. – Текст: непосредственный // Труды академии наук авиации и воздухоплавания. – 2024. – № 1. – С. 4-17;

[2] Пискунов, С.Е. Общая классификация потерь и обзор моделей вторичных течений в решетках газовых турбин / С.Е. Пискунов, Д.А. Попов, Н.А. Самойленко – Текст: непосредственный // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2020. – № 63. – С. 30-39;

[3] Вятков, В.В. Выбор способа борьбы с вторичными течениями в лопаточных венцах газовых турбин / В.В. Вятков, А.В. Курдюков, А.Е. Ремизов – Текст: непосредственный // Вестник РГАТУ. – 2016. – № 1 (36). – С. 3-4.

ИЗМЕРЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ БЕСКОНТАКТНЫМ МЕТОДОМ ПРИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОМ НАГРЕВЕ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ

М.В. Репина, Ю.Д. Ходжаев, В.В. Суслин
ФАУ ЦАГИ, Жуковский

Представлены результаты исследований метода измерения температуры выше 2000 К в вакуумно-углеродной агрессивной среде и управления радиационным нагревом элементов конструкций с помощью инфракрасного пирометра Кельвин RXT-PRO. Проведены измерения температуры при нагреве в теплопрочностной вакуумной камере выше 2000 К исследуемых образцов углеродсодержащего композиционного материала (УКМ), вольфрама (W) и молибдена (Mo). Для исследуемых образцов замерены экспериментально: коэффициент отношения в программе настроек пирометра, равный произведению монохроматического излучения $\varepsilon_{\lambda T}$ и коэффициента поглощения промежуточной среды τ и связывающий яркостную и действительную температуру образцов $k_{\text{отн}} = \varepsilon\tau$. В соответствии с полученным $k_{\text{отн}}$ рассчитаны и замерены экспериментально значения яркостных температур S, а также соответствующие им коэффициенты корректировки $k = (S)/\text{T}$ в диапазоне до 2000 К и выше. Определены температурные зависимости экспериментальных $\text{k}_{\text{эксп}}(\text{T})$ и расчетных $k'_{\text{расч}}(\text{T})$ коэффициентов корректировки в диапазоне до 2000 К и выше с учетом ослабляющего действия боросиликатного стекла, установленного в смотровом окне на поверхности камеры. Экспериментально установлено, что в диапазоне от 773 К до 1773К ослабляющее действие смотрового окна фактически незаметно, а далее с повышением температуры и ростом ослабляющего действия боросиликатного стекла экспериментальный коэффициент корректировки фактически идентичен расчетному $k_{\text{эксп}} \sim k'_{\text{расч}}$.

TEMPERATURE MEASUREMENT BY NON-CONTACT METHODS DURING HIGH-TEMPERATURE HEATING OF STRUCTURAL ELEMENTS

M.V. Repina, Yu.D. Khodzhaev, V.V. Suslin
FAU TsAGI, Zhukovsky

The results of research on the method of measuring temperatures above 2000 K in a vacuum-carbon aggressive environment and controlling radiation heating of structural elements using an infrared Kelvin RXT-PRO pyrometer are presented. Temperature measurements were carried out during heating in a heat-resistant vacuum chamber above 2000 K of the studied samples of carbon-carbon composite material (UCM), tungsten (W) and molybdenum (Mo). The values of the brightness temperatures S, the emissivity coefficients $\boldsymbol{\varepsilon_{\lambda T}}$, and the corresponding correction coefficients $\mathbf{k} = \frac{S}{\text{T}}$ were calculated and measured experimentally for the studied samples T in the range up to 2000 K and above. The temperature dependences of experimental $\mathbf{k_{exp}}(\text{T})$ and calculated $\mathbf{k'_{calc}}(\mathbf{T})$ are determined correction coefficients in the range of up to 2000 K and above, taking into account the attenuating effect of borosilicate glass installed in the viewing window on the camera surface. It was found that in the range from 773 K to 1773 K, the attenuating effect of the viewing window is virtually imperceptible, and further with increasing temperature and the weakening effect of borosilicate glass, the experimental correction factor is virtually identical to the calculated $\mathbf{k_{exp} \sim k'_{calc}}$.

1 Введение

Развитие экспериментальных исследований тепловой прочности высокотемпературных материалов элементов конструкций ЛА существенно повышает требования к точности температурных измерений и качеству регулирования температуры. Важнейшей проблемой измерений является измерение температуры выше 2000 К с обеспечением приемлемой точности.

Термометрические цепи с термопарами вольфрам-рений ВР 5/20, которые наиболее полно отвечают требованиям точности температурных измерений в данном диапазоне температур, имеют существенный недостаток, заключающийся в малом уровне термо-ЭДС (7,9-30) мВ в диапазоне температур от 500 до 2500 К [1] при возможном появлении помех достаточно большой величины, устранение или снижение которых трудно обеспечить при работе нагревательного оборудования особенно на переменном токе. В данном случае необходимо применение различных способов помехозащиты (заземление, экранирование, низкочастотные фильтры).

Другой серьезной проблемой использования термоэлектрических преобразователей является необходимость введения их в контролируемую среду, в результате чего может происходить искажение исследуемого температурного поля. Кроме того, непосредственное воздействие вакуумно-углеродной среды снижает надежность показаний термопар особенно при высоких и сверхвысоких температурах.

В таких случаях при возможности в качестве дополнительного контроля температуры предпочтительнее использовать пирометры - бесконтактные средства измерения, основанные на регистрации теплового излучения нагретых тел.

Тепловое излучение любого тела можно характеризовать количеством энергии, излучаемой телом с единицы поверхности в единицу времени и приходящейся на единицу диапазона длин волн. Такая характеристика представляет собой спектральную плотность и называется спектральной светимостью (интенсивностью монохроматического излучения).

Бесконтактные методы измерения температуры основаны на использовании законов излучения абсолютно черного тела – закон Планка. Измеряемая температура реальных тел тем больше отличается от действительной, чем больше характер излучения этих тел отличается от характера излучения абсолютно черного тела. Поскольку испытаниям подвергаются в основном «серые» тела, то измерения становятся неточными.

Целью данной работы являлось исследование возможности контроля точности и надежности измерения температуры в диапазоне выше 2000 К при помощи пирометра, оставляя за термопарами ВР 5/20 преимущество как основных средств измерения.

2 Выбор пирометра для измерения температуры выше 2000 К

Для обеспечения контроля надежности измерения температуры при нагреве выше 2000 К был выбран яркостный пирометр Кельвин RXT-PRO 3000 (далее Кельвин) с диапазоном измерения от 400 °С до 3000 °С и рабочей длиной волны λ = 1,6 мкм [2] (рис. 1).

Рис. 1. Пирометр Кельвин RXT-PRO 3000

Пирометр Кельвин интегрирует тепловое излучение по всему полю зрения. Результат измерения с помощью него зависит от соотношения поля зрения и размера излучающей поверхности, а именно их угловых величин относительно объектива пирометра. Если размеры излучающего образца меньше поля зрения пирометра, то показания пирометра будут искажать измеряемую температуру. С помощью модели черного тела Mikron Infrared M335 были определены геометрические параметры поля зрения пирометра.

Результаты определения геометрии поля зрения пирометра по черному телу были использованы при установке пирометра для исследуемых образцов при подготовке испытаний в термовакуумной камере.

3 Определение яркостной температуры исследуемого образца углеродсодержащего композиционного материала (УКМ)

При наличии между объективом пирометра и исследуемым образцом смотрового окна из боросиликатного стекла с коэффициентом пропускания τ~0,9 [3] в смотровом окне имеет место эффект пирометрического ослабления, чем обусловлена зависимость коэффициента $k = \frac{S}{T}$ от температуры. Данный эффект рассчитывается по формуле как:

$$\mathrm{A} = \frac{\lambda}{\mathrm{C}_2} \mathrm{Ln} \frac{1}{\tau \varepsilon_{\lambda \mathrm{T}}}$$

где

A – пирометрическое ослабление;

λ = 1,6 мкм – длина волны, на которой работает пирометр;

τ – коэффициент пропускания боросиликатного стекла [4],

$\varepsilon_{\lambda \mathrm{T}}$ – монохроматическая излучательная способность исследуемого образца;

$\mathrm{C}_2 = 1{,}438786 \times 10^{-2}$ м × К - вторая постоянная излучения;

Взаимосвязь между измеренной яркостной температурой S образца и действительной температурой T устанавливается с учетом пирометрического ослабления и определяется соотношением:

$$\frac{1}{\mathrm{S}} - \frac{1}{\mathrm{T}} = \frac{\lambda}{\mathrm{C}_2} \mathrm{Ln} \frac{1}{\tau \varepsilon_{\lambda \mathrm{T}}}$$

Экспериментальным путем при проведении измерений было установлено, что для образца углеродсодержащего (композитного) материала УКМ $\tau \varepsilon_{\lambda \mathrm{T}}$ примерно равна 0,94, соответственно, величина пирометрического ослабления равна:

$$\frac{\lambda}{C_2}\mathrm{Ln}\frac{1}{\tau\varepsilon_{\lambda T}} = 1,741 \times 10^{-5}$$

4 Отработка методики измерения температуры пирометром Кельвин

Для подтверждения правильности выбора геометрических параметров установки пирометра и исследуемых образцов была проведена отработка методики температурных измерений пирометром.

Основной задачей при отработке методики измерения температуры с помощью пирометра являлось нахождение методом подбора коэффициента корректировки, равного отношению яркостной, измеренной пирометром, к действительной, измеренной термопарами ($k = \frac{S}{T}$) в соответствии с его излучательной способностью $\varepsilon_{\lambda T}$ при разных температурах. Коэффициент k получали также расчетным методом.

Программа экспериментальной отработки измерения температуры с помощью пирометра предусматривала испытания исследуемых образцов материала УКМ, W и Mo при их нагреве в вакуумной камере на стенде теплопрочностных испытаний испытательного центра НИЦ прочности ЛА ФАУ ЦАГИ.

В соответствии с программой отработки методики исследуемые образцы УКМ, W и Mo нагревались со скоростью 20 град/с до значений температуры 2000 К и выше. В процессе обработки данных для каждого из указанных значений температур определяли коэффициент корректировки. По полученным данным для каждого образца строились экспериментальные температурные зависимости $k_{эксп}(T)$.

Для этого в программе настроек пирометра необходимо было уровнять показания пирометра и термопары посредством установки коэффициента отношения, равный величине произведения $\tau\varepsilon_{\lambda T}$. В процессе испытаний было установлено, что для образца материала УКМ показания термопар и пирометра хорошо согласуются при значении $\tau\varepsilon_{\lambda T} \approx 0,93 - 0,94$ в диапазоне температур от 773 до 2273 К.

На рисунке 2 в диапазоне от 1773 до 2000 К и выше представлен совмещенный график температурных зависимостей для образца материала УКМ расчетных коэффициентов корректировки без учета $k_{расч}(\Theta)$ и с учетом ослабляющего действия боросиликатного стекла $k'_{расч}(\Theta)$, а также экспериментального значения $k_{эксп}(\Theta)$ при $\tau\varepsilon_{\lambda T}$=0,93-0,94 от величины $\Theta = \frac{T_{изм}}{T}$, где

$T_{изм}$ – текущее значение температуры по показаниям термопары ВР 5/20

T – максимальное значение диапазона измерений термопары ВР 5/20.

Из рисунка видно, что расчетные значения коэффициентов корректировки $k'_{расч}$ довольно хорошо сочетаются с экспериментальными $k_{эксп}$.

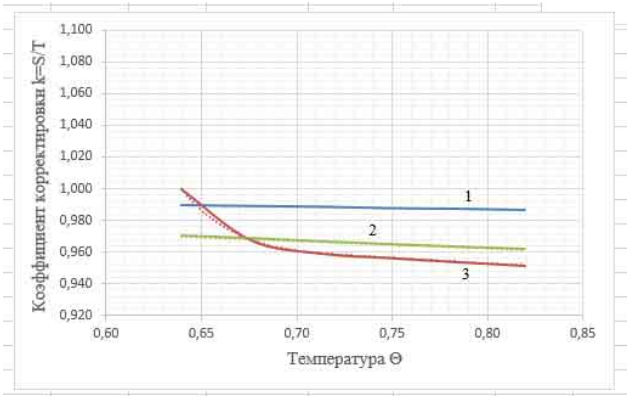


Рис. 2. Температурная зависимость коэффициента корректировки для образца УКМ в диапазоне до 2000 К и выше:

1- $k_{расч}$ – расчетное значение без учета пирометрического ослабления;

2- $k'_{расч}$- расчетное значение с учетом пирометрического ослабления;

3- $k_{эксп}$ - экспериментальное значение при $\tau\varepsilon_{\lambda T}$=0,93-0,94

На рис. 3 приведены для трех нагревов образца УКМ до 2000 К и выше зависимости яркостной температуры Θ_S от действительной $\Theta_{ТП}$ при средней скорости нагрева $v_{2ср} \sim 35\frac{К}{с}$.

Согласно проведенным расчетам, во всех трех нагревах относительная погрешность измерений не превышает одного процента $\delta < 1\%$.

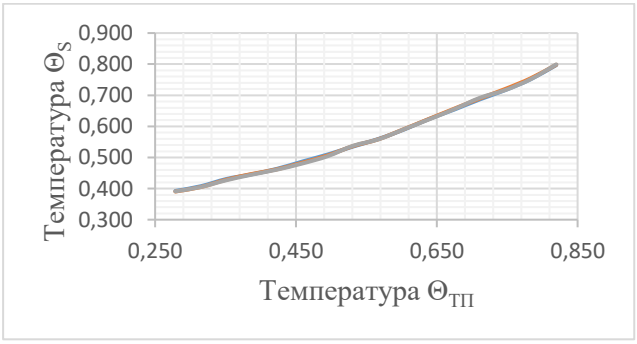


Рис. 3. Зависимости яркостной температуры Θ_S от действительной $\Theta_{ТП}$ при средней скорости нагрева $v_{2ср} \sim 35\frac{К}{с}$ для трех нагревов образца УКМ до 2000 К и выше

5 Заключение

Целью проводимых исследований являлось воспроизведение температур 2000 К и выше при теплопрочностных испытаниях элементов конструкций, так как использование вольфрам-рениевых термопар ВР 5/20 при данных температурах в вакуумно-углеродной агрессивной среде выявляет их короткий ресурс.

Использование пирометров в качестве измерителей температуры позволит расширить возможности нагрева для получения данных температур. Протокол обмена пирометра с компьютером возможен по упрощенному варианту системы измерительно-вычислительного комплекса ИВК, который используется для решения задач, не требующих обеспечения высоких скоростей нагрева и максимально возможной частоты получения текущих температур.

Систему ИВК можно доработать путем введения в нее канала измерения температур с помощью пирометра и разработки регулятора с использованием пирометра в качестве датчика обратной связи.

Проведенные исследования показали, что яркостный (оптический) пирометр Кельвин RXT-PRO 3000 с диапазоном измерения от 400°С до 3000 °С вполне подходит для обеспечения дополнительного контроля точности и надежности измерения температуры в диапазоне выше 2000 К, оставляя за термопарами вольфрам-рений ВР 5/20 приоритет основных средств измерения.

Список использованных источников

[1] ГОСТ Р.8.585-2001 Термопары, номинальные статические характеристики
[2] Пирометр инфракрасный КЕЛЬВИН RXT-PRO Руководство по эксплуатации
[3] ГОСТ EN 1748-1-1–Стекло боросиликатное технические требования

ПРОЧНОСТЬ АДГЕЗИОННОЙ СВЯЗИ УГЛЕРОДНЫХ ВОЛОКОН С ЭПОКСИДНОЙ МАТРИЦЕЙ ПРИ ИСПЫТАНИИ «В УЗЛЕ»

Р.Р. Иваньков [1], Эльдяева Г.Б.[1]

[1] НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, Москва

Аннотация

С помощью метода вытягивания из «узла» изучена адгезионная прочность связи углеродного волокна с эпоксидной матрицей. Определены оптимальные параметры изготовления и испытания образцов. Методом ДСК исследована температура стеклования связующего в зоне адгезионного контакта.

THE STUDY OF THE ADHESIVE BOND STRENGTH BETWEEN CARBON FIBERS AND AN EPOXY MATRIX USING THE "LOOP-KNOT" METHOD.

R.R. Ivankov[1], Eldyaeva G.B.[1]

[1] ALL-RUSSIAN SCIENTIFIC RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION MATERIALS NRC «KURCHATOV INSTITUTE», Moscow, Russia

Annotation

The adhesive bond strength of carbon fibers with an epoxy matrix was determined using an improved “loop-knot’ method. The optimal parameters for testing the manufactured samples have been determined. DSC curing of epoxy binder after impregnation of carbon and aramid fibers presented.

1 Введение

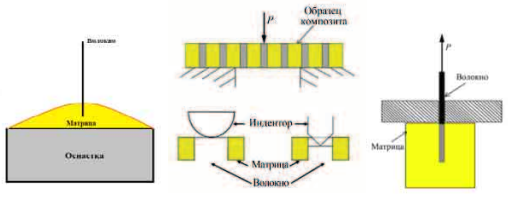
В настоящее время полимерные композиционные материалы (далее – ПКМ) используются в современной технике - авиационной, космической, автомобильной и сельскохозяйственной [1-3] благодаря малому весу и высоким прочностным характеристикам. Упруго-прочностные, теплофизические, химические, механические свойства волокон сильно отличаются от свойств эпоксидных матриц, поэтому ПКМ являются анизотропными материалами и существует необходимость исследований границы раздела фаз. В конструкционных ПКМ матрица обеспечивает эффективное распределение нагрузки на армирующие волокна.

При взаимодействии углеродного волокна с эпоксидной матрицей возникают как химические, так и физические связи между двумя поверхностями, обуславливающие адгезию. Существует несколько теоретических подходов к анализу адгезионных явлений: механическая, диффузионная, электронная, а также адсорбционная теория. Достижение оптимальных значений адгезионной прочности соединения позволяет повысить физико-механические свойства конечного изделия.

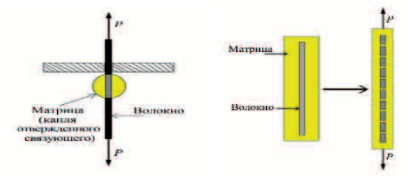
Модифицируя эпоксидную матрицу или углеродное волокно можно влиять на адгезионное взаимодействие в композите. Существуют различные способы повышения адгезионной прочности: химическая модификация поверхности армирующего наполнителя, аппретирование волокна, а также модификация матриц разными добавками. В работе [4] показано, что при испытаниях на трещиностойкость прочность изделия характеризуется свойствами матрицы и граничным слоем.

Методы исследования адгезионной прочности подразделяются на «прямые» и «косвенные». К прямым относят методы:

1. «Pull out» (рис. 1а);
2. «Push out» (рис. 1б);
3. Вытягивание волокна из полимерного блока (рис. 1в)
4. Вытягивание волокна из капли полимера (рис. 1г)
5. Фрагментация волокна (рис. 1д)



а) б) в)



г) д)

Рис. 1. Методы исследования адгезионной прочности: а - «Pull out» и б – «Push out, в– вытягивание волокна из полимерного блока; г – вытягивание волокна из капли полимера; д – фрагментация волокна [4]

Самым распространенным методом для исследования прочности адгезионной связи является метод «pull out». Этот метод подразумевает под собой вытягивание мононити из микроблока отвержденного связующего [5]. Распространённым также является метод «Push out», заключающийся в выталкивании моноволокна из композита посредством наноиндентора [4]. Одним из недостатков данного метода является деформация волокна при сжатии. Учитывая, что во всех вышеперечисленных методах участвует одно моноволокно, то пропободготвка испытуемых образцов занимает очень долгое время. В части проведения испытаний методом «pull out» необходим отбор моноволокна из жгута волокон. Для проведения испытаний методом «push out» необходимо отформовать ПКМ по заданному режиму с последующей шлифовкой образца до определенного размера, что также занимает очень много времени. Процесс вырезания и шлифования образцов может повреждать в свою очередь, как матрицу, так и армирующий наполнитель. Для корректного определения адгезионной прочности необходимо тщательное позиционирование наноиндентора. Все перечисленные методы имеют очень большой разброс экспериментальных данных, что вызывает необходимость изучения десятков образцов [5-7]. Методы вытягивания элементарной нити из полимерного блока, из капли связующего и дробления (фрагментирования) в матрице не стандартизованы, но широко используются во всем мире для определения адгезионной прочности.

К «косвенным» методам определения адгезионной прочности относят испытания:

1. Межслойный сдвиг (рис. 2а);
2. Межслоевая трещиностойкость по моде I (рис.2б);
3. Межслоевая трещиностойкость по моде II (рис. 2в).

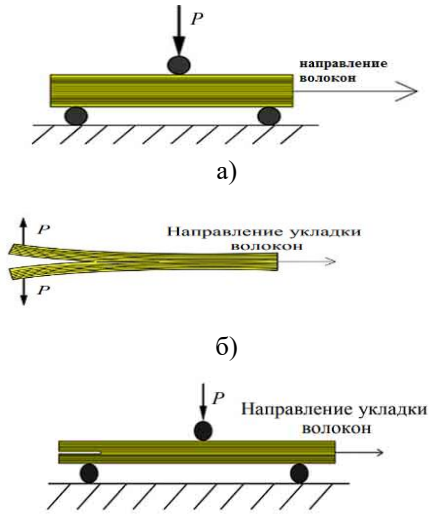


Рис. 2. Методы определения адгезионной прочности «волокно–полимерная матрица» в ПКМ, где а – межслойный сдвиг, б – межслоевая трещиностойкость по моде I, в – межслоевая трещиностойкость по моде II [4]

Самым распространённым методом для исследования адгезионно-сдвиговых свойств матрицы и углеродных волокон в ПКМ является метод короткой балки. Данный метод заключается в испытании на изгиб образца из армированного пластика с определенным соотношением длины и толщины.

Метод межслоевой трещиностойкости по моде I и II также характеризует прочность адгезионной связи углеродное волокно-матрица. Разница при испытаниях образцов в этих модах заключается в точке приложения нагрузки. В случае испытания по моде I происходит растяжение образца, а в случае испытания по моде II прикладывается изгибающая нагрузка.

Сравнительно новым методом испытания адгезионной прочности с использованием жгутов является метод вырыва из адгезионной ячейки в виде узла [9,10]. В этом методе возможно создание условий формирования адгезионного контакта, максимально приближенного к условиям получения реальных композитов.

Целями данной работы были:

1. Определение адгезионной прочности между углеродным наполнителем и эпоксидной матрицей с помощью усовершенствованного метода вытягивания из «узла».

2. Определение температуры стеклования в адгезионной ячейке.

2 Экспериментальная часть

В качестве материалов использовалось эпоксидное связующее ВСЭ-30, произведенное НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, и отечественные углеродные волокна марок UMT42S-3K (далее - УВI) и UMT49S-12K (далее - УВII) ООО «Алабуга волокно». В качестве жгута для формирования узла был выбран арамидный трощенный жгут Русар-НТ.

Адгезионная ячейка на испытуемом образце формируется посредством затягивания на капле связующего нанесённого на пропитанное углеродное волокно жгута арамидной трощеной нити [10]. Преимущество данного метода заключается в том, что при испытании на растяжении происходит разрушение на границе раздела фаз не по одному филаменту, а по множеству элементарных волокон, и формирование адгезионного контакта происходит под контролируемым давлением. Это приближает данный метод к реальным условиям как формирования, так и разрушения ПКМ и позволяет сократить количество испытываемых образцов до 5-7.

Схема формирования адгезионной ячейки представлена на рис. 3.

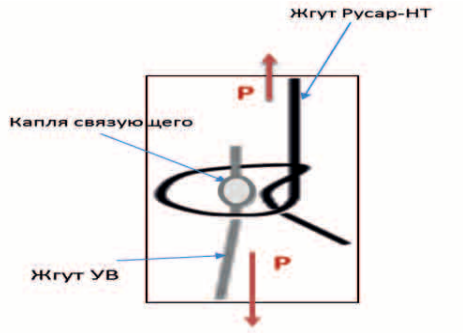


Рис. 3. Схема формирования адгезионной ячейки

Первоначально испытании проводили с непропитанным сухим углеродным жгутом, и наблюдали разрушение самого волокна. Поэтому данный метод потребовал модификации с использованием пропитанного жгута, который получали на стадии изготовления микропластика.

Метод состоял из следующих стадий:

Углеродный жгут проходит через ванну с эпоксидным связующим и наматывается на специальные рамки.

1. Пропитанный углеродный жгут наматывается на рамку с постоянной скоростью, заданной на пульте управления.

2. Далее, для формирования адгезионной ячейки, на пропитанный углеродный жгут, намотанный на рамку, наносится капля того же связующего.

3. После чего затягивается узел из арамидного волокна согласно рекомендациям, приведенным в научно-технической литературе [10].

4. Далее образцы отверждали в термошкафу в соответсвии с технологически режимом для эпоксидной смолы.

Арамидное волокно при затягивании узла используется потому, что его адгезионная прочность с эпоксидной смолой соответствует когезионной прочности самих волокон вследствие диффузии связующего. Именно поэтому происходит разрушение на границе раздела фаз эпоксидная матрица-углеродное волокно.

Площадь зоны контакта рассчитывается исходя из плотности и линейной плотности используемых жгутов по формуле (1), представленной в работе [10]:

$$S = \frac{2\pi}{\varphi}\sqrt{\frac{T_1 T_2}{\rho_1 \rho_2}} \qquad (1)$$

где T_1, T_2 – линейная плотность углеродной и арамидной нити соответственно, ρ_1, ρ_2 – объемная плотность углеродной и арамидной нити соответственно. Степень наполнения – φ= 0.81-0.87 [9,10].

Таблица 1 – Результаты экспериментального определения линейной плотности углеродного волокна для расчета площади контакта

Марка углеродного волокна	Ср. значение линейной плотности УВ с аппретом, текс, (г/км)
УВ I	182,0
УВ II	767,2

Далее, согласно произведенным расчетам, были изготовлены образцы для испытания на адгезионную прочность. Для проведения испытаний физико-механических свойств ПКМ использовали разрывную машину с максимальным усилием 5 кН.

По полученным данным была сформирована таблица 2 и таблица 3.

Таблица 2 – Результаты определения адгезионной прочности для УВI

Параметр	УВ I		
Номер варианта	1	2	3
Усилие затягивания, Н	2,35	2,84	3,23
Площадь контакта в узле, мм^2	1,06	1,30	1,50
Ср. знач. Адгезионной прочности, МПа	63,3	73,3	73,4

Таблица 3 – Результаты определения адгезионной прочности для УВII

Параметр	УВ II		
Номер варианта	4	5	6
Усилие затягивания, Н	6,47	8,68	9,28
Площадь контакта в узле, мм^2	3,05	4,04	4,32
Адгезионная прочность, МПа	57,5	62,6	63,4

Типичные кривые нагружения представлены на рисунке 4.

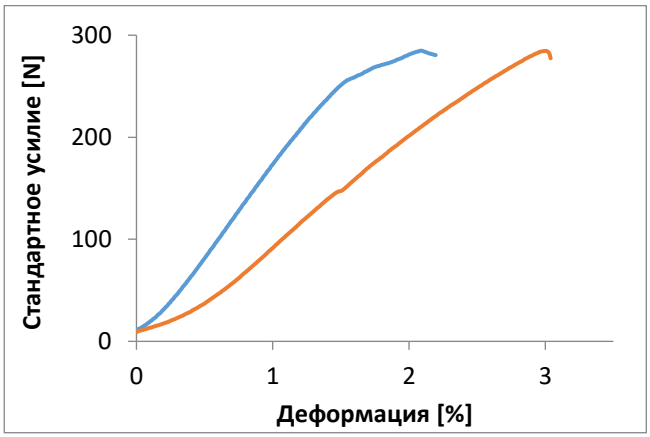


Рис. 4 – Типичные кривые нагружения для 2-х образцов УВII с площадью контакта 4,32 мм2 (для системы вариант 6)

Для определения теплофизических свойств адгезионной связи предлагается использовать метод дифференциальной сканирующей калориметрии. Узел вырезается с помощью канцелярских ножниц и помещается в тигель для проведения исследования. Характерная ДСК-кривая представлена на рис. 5.

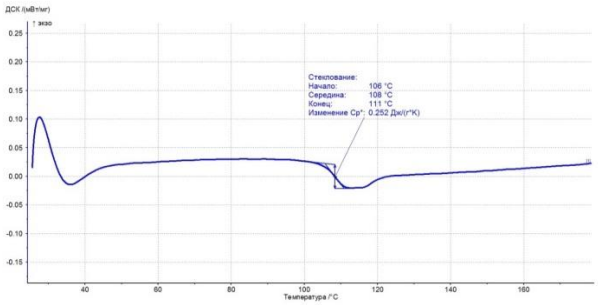


Рис. 5 – ДСК-кривая определения температуры стеклования связующего в узле

3 Заключение

Для образцов марки УВI показатели прочности адгезионной связи имеют близкие значения, и разница между ними составляет менее 15%. Значения адгезионной прочности для УВII находятся в интервале от 57,5 до 63,4 МПа. Разница составляет менее 10%. Среднее значение адгезионной прочности связи между УВI и эпоксидным связующим составляет 70,0 МПа, а для УВII – 61,2 МПа.

В результате работы предложен усовершенствованный метод определения адгезионной прочности связи между углеродным волокном и эпоксидной матрицей, позволяющий в условиях стандартной процедуры изготовления микропластиков получать образцы для проведения испытаний по определению адгезионной прочности УВ-связующее. Показано, площадь адгезинного контакта мало влияет на адгезионную прочность для УВ. Наиболее стабильные результаты достигаются при использовании для формирования узла арамидного жгута близкой линейной плотности к испытываемому углеродному жгуту.

Прочность адгезионного связи между углеродным волокном и эпоксидной матрицей составляет 48-81 МПа согласно литературным данным [5,11]. Результаты, полученные с помощью метода вырывания углеродного волокна из узла, находятся в интервале от 50,7 МПа до 84,7 МПа.

Методом ДСК исследована $T_{ст}$ связующего в адгезионной ячейке. Температура стеклования по сравнению с исходным связующим не изменяется - 108 °C.

Список использованных источников:

[1] Каблов, Е. Н. Инновационные разработки ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ по реализации "Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года" / Е. Н. Каблов

// Авиационные материалы и технологии. – 2015. – № 1(34). – С. 3-33.

[2] Рудской, А. И. Технологическая наследственность при производстве и эксплуатации конструкционных материалов// Технология металлов. 2019. № 2. С. 2-10.

[3] Давыдова И.Ф., Каблов Е.Н., Кавун Н.С. Термостойкие негорючие полиимидные стеклотекстолиты для изделий авиационной и ракетной техники // Все материалы. Энциклопедический справочник, 2009. №7. С.2-11.

[4] Гуляев, А. И. Измерение адгезионной прочности "волокно-матрица" с применением наноиндентирования (обзор) // Труды ВИАМ. электрон. науч.-технич. журн. 2019. № 3(75). С. 68-78. URL: http://viam-works.ru (дата обращения 15.01.2025)

[5] Нелюб, В. А. Экспериментальная оценка модуля упругости адгезионной связи системы эпоксидная матрица - углеродное волокно с металлическим покрытием / В. А. Нелюб // Современные наукоемкие технологии. – 2019. – № 6. – С. 96-100.

[6] Ерасов В.С., Сибаев И.Г. Схема разработки и оценки свойств конструкционных авиационных композиционных материалов // Авиационные материалы и технологии. 2023. № 1 (70). Ст. 05.

[7] Орешко Е.И., Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Уткин Д.А. Методы определения механических характеристик материалов с помощью индентирования (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2021. № 1 (62). С. 10.

[8] Ерасов В.С., Сибаев И.Г., Сутубалов А.И., Попкова Е.А., Горбовец М.А. Методики механических испытаний по определению прочности углеродных волокон // Авиационные материалы и технологии. 2024. № 2 (75). С. 11

[9] Котомин, С. В. Расчет прочности адгезионной связи армирующих волокон с полимерами по методу “петли” / С. В. Котомин, И. М. Обидин, Е. А. Павлючкова // Mehanika kompozitnyh materialov. 2022. Vol. 58, No. 1. P. 197-212.

[10] Котомин, С. В. Масштабный фактор при испытании адгезионно-клеевых соединений гетероарамидных нитей методом «петли» / С. В. Котомин, И. М. Обидин, Е. А. Павлючкова // Клеи. Герметики. Технологии. 2023. № 11. С. 35-40.

[11] Borodulin, A. S., et al. "Strength of the Polymer–Fiber Interface in Structural Composite Materials." Russian Metallurgy (Metally) 2023.13 (2023): 2155-2159.

О ДИСПЕРСНОСТИ КОНДЕНСИРОВАННЫХ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ МЕТАЛЛИЗИРОВАННЫХ ЭНЕРГОЕМКИХ МАТЕРИАЛОВ В ПОЛЕ РАЗНОНАПРАВЛЕННЫХ ИНЕРЦИОННЫХ СИЛ

В.В. Миронов[1], М.А. Мищенко[1], С.А. Дегтярев[1]
[1] АО ГНЦ «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша», Москва

С применением центробежного стенда выполнено экспериментальное исследование влияния различных по величине и направлению перегрузок на дисперсный состав конденсированных продуктов сгорания (КПС) металлизированных смесевых энергоемких материалов (ЭМ). Установлены массовые интегральные функции распределения, среднемассовые размеры, доли содержания частиц в продуктах сгорания. Определен элементный состав проб. Для отрывающих перегрузок выявлена немонотонная зависимость среднемассового размера частиц от перегрузки. Вжимающие перегрузки приводят к формированию не уносимого жидкого слоя алюминия и его оксида на поверхности горения. Результаты расчета предоставляют дополнительную информацию о структуре течения внутри области и механизмах взаимодействия частиц КПС между собой.

ON THE DISPERSION OF CONDENSED COMBUSTION PRODUCTS OF METALLIZED ENERGY-INTENSIVE MATERIALS IN THE FIELD OF MULTIDIRECTIONAL INERTIAL LOADS

V.V. Mironov[1], M.A. Mishchenko[1], S.A. Degtyaryov[1]
[1] JSC “Keldysh Research Centre”, Moscow, Russia

An experimental study of the effect of overloads of different magnitude and direction on the dispersed composition of condensed combustion products (CCP) of metallized mixed energy-intensive materials (EM) was performed using a centrifugal stand. Mass integral distribution functions, average mass sizes, particle content shares in combustion products were established. The elemental composition of the samples was determined. For tearing overloads, a non-monotonic dependence of the average mass size of particles on the overload was revealed. Pressing overloads lead to the formation of a non-entrained liquid layer of aluminum and its oxide on the combustion surface. The calculation results provide additional information on the flow structure inside the region and the mechanisms of interaction of CCP particles with each other.

1 Введение

Наличие в составе смесевых ЭМ порошкообразного алюминия существенным образом повышает энергетические характеристики конденсированной системы [1], а также приводит к образованию конденсированных продуктов, состоящих из агломератов и высокодисперсных частиц оксида алюминия Al_2O_3 (ВДОК), которые влияют на параметры течения и процессы тепломассообмена в двухфазных полидисперсных потоках [2,3].

Во многих случаях процесс горения ЭМ и, соответственно, свойства и гранулометрический состав КПС изменяются вследствие влияния инерционных (массовых) сил, обусловленных действием перегрузок [4]. Качественные и количественные изменения в составе и свойствах КПС зависят от направления действия инерционной силы. При совпадении векторов силы и скорости оттока продуктов сгорания от поверхности ЭМ реализуется «отрывающая» перегрузка, а при их противоположной направленности – «вжимающая» перегрузка, препятствующая отрыву частиц КПС от поверхности горения.

Современные средства математического моделирования параметров двухфазных течений требуют в качестве исходных данных дисперсный состав частиц КПС. При этом для меняющихся отрывающих перегрузок важна сама функция распределения частиц КПС по размерам, а для вжимающих перегрузок – массовые доли удержанных конденсированных продуктов на поверхности горящего ЭМ.

Существует значительное количество работ, посвященных как экспериментальным, так и теоретическим исследованиям процессов горения частиц металлов [5,6]. Несмотря на достаточно

изученную картину физико-химических процессов горения и агломерации частиц алюминия, множественность и сложность происходящих явлений не позволяет получить расчетным методом априорные количественные оценки дисперсного состава ансамбля частиц КПС с достаточной для практики точностью.

Данная работа учитывает результаты применения экспериментальной методики для перегрузок в общем диапазоне ± 30 g, а также обобщает полученные в ходе исследования данные

2 Методика эксперимента

Для воспроизведения влияния различных по направлению и величине перегрузок на дисперсный состав конденсированных продуктов сгорания металлизированных смесевых ЭМ используется центрифуга (рис. 1) и монтируемые на её платформе (1) отборные капсулы (2). Платформа, на которой располагаются отборные капсулы, приводится во вращение электродвигателем с редуктором (3) через вал привода (4). Капсулы на платформе расположены таким образом, чтобы действующее направление перегрузки для разных капсул совпадало или было противоположным направлению оттока продуктов сгорания с поверхности образца ЭМ. Поджиг образцов ЭМ осуществляется с помощью графитовой нити, разогреваемой электрическим током от аккумуляторной батареи, расположенной на борту центрифуги. Запись давления в капсулах выполняется также на бортовую систему сбора и регистрации данных (5).

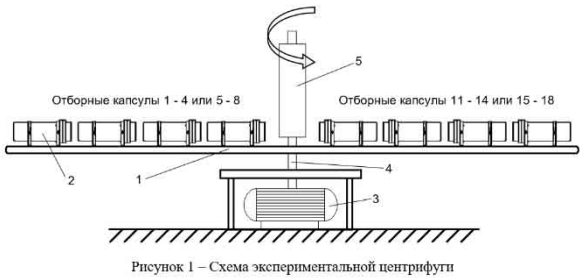


Рисунок 1 – Схема экспериментальной центрифуги

Рис. 1. Схема центрифуги

Малогабаритные образцы ЭМ сжигались в отборных капсулах, предварительно заполненных инертным газом наддува до рабочего давления, после чего осуществлялся сбор конденсированных продуктов сгорания, сформированных в зоне газовой фазы над поверхностью горения. Отборные капсулы закреплялись на платформе так, чтобы с одной стороны от оси вращения направление оттока продуктов сгорания от образца ЭМ и направление инерционной силы совпадали (отрывающие перегрузки), а с другой стороны от оси – были противоположными (вжимающие перегрузки).

Все эксперименты были разделены на две серии. В первой воспроизводились перегрузки от ± 11 g и до ± 30 g (капсулы 1 - 4 и 11 - 14). Во второй перегрузки от ± 3,3 g и до ± 9 g (капсулы 5 - 8 и 15 - 18). Сжигание образцов ЭМ в капсулах 9 и 10 производилось в стационарных условиях.

На рис. 2 приведены все значения отрывающих и вжимающих перегрузок, воспроизведенные в ходе экспериментального исследования.

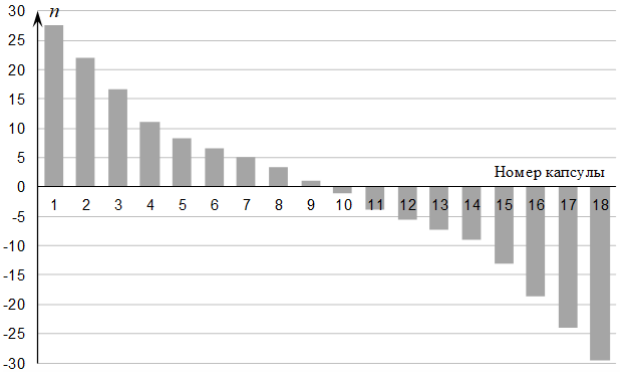


Рис. 2. Воспроизводимые значения перегрузок

3 Обработка эксперимента и результаты измерений

Отобранные в ходе эксперимента в каждой отборной капсуле конденсированные продукты сгорания разделялись на две части: первая – агломераты и частицы ВДОК, собранные из водно-спиртового раствора и с внутренних стенок отборной капсулы; вторая – агломераты и частицы ВДОК, оставшиеся в зоне крепления образца ЭМ, в том числе в виде не уносимого расплава для случая вжимающих перегрузок. Для обеих частей КПС определялись масса, функции распределения по размерам, среднемассовый размер частиц и элементный состав.

По измеренным массовым долям ΔG каждой фракции отобранных частиц конденсированной фазы определялся их среднемассовый диаметр d_{43}.

Массовая доля конденсированных продуктов сгорания в общей массе продуктов сгорания образца z рассчитывается как отношение массы всей отобранной пробы конденсированных продуктов сгорания в капсуле $m_{\text{кф}}$ к полной массе сожженного образца ЭМ $m_{\text{обр}}$.

Для каждой перегрузки дополнительно определена доля не унесенных с поверхности горения агломератов и частиц ВДОК, накапливающихся к концу эксперимента в месте крепления образца ЭМ – $m_{\text{ск}}$. Зависимости величин d_{43}, z, и $m_{\text{ск}}$ приведены на рис. 3-5. На рис. 6 также приведена расчётная массовая доля конденсированной фазы $z_{\text{теор}}$ в

продуктах сгорания исследуемых образцов ЭМ, определенная в предположении термодинамической равновесности состава.

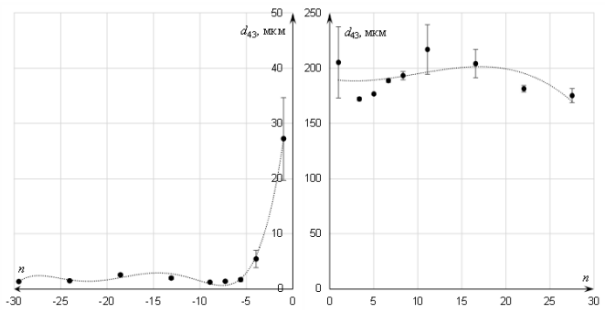


Рис. 3. Среднемассовый размер частиц d_{43}

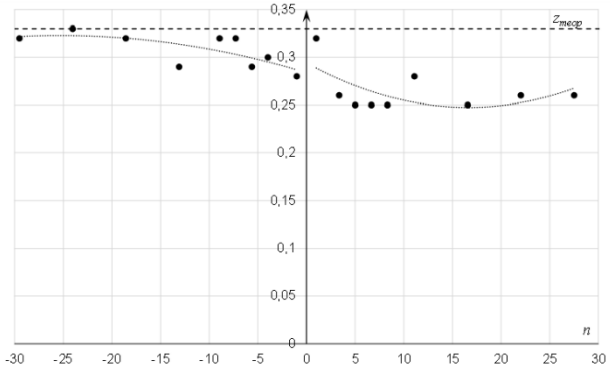


Рис. 4. Массовая доля частиц z в продуктах сгорания

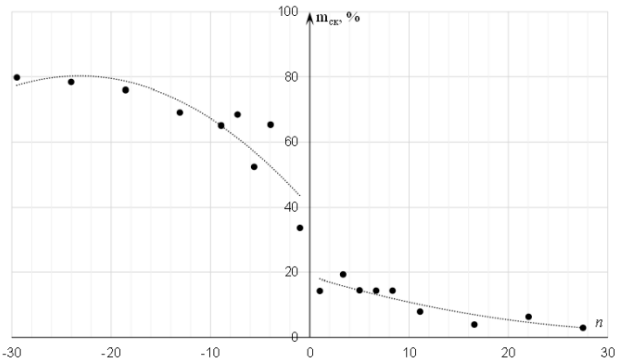


Рис. 5. Доля не унесенной с поверхности горения массы КПС от общей массы отобранной пробы

На рис. 6 представлены интегральные массовые функции распределения по размерам для КПС первой части пробы для действующих значений перегрузок, полученные в лазерном дифрактометре позволяющем анализировать частицы в диапазоне размеров от 0,01 мкм до 2800 мкм.

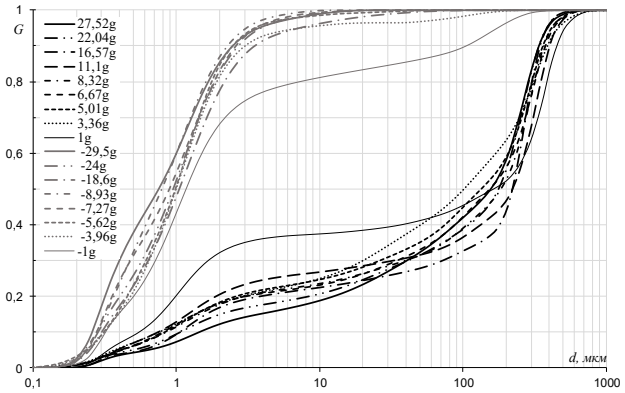
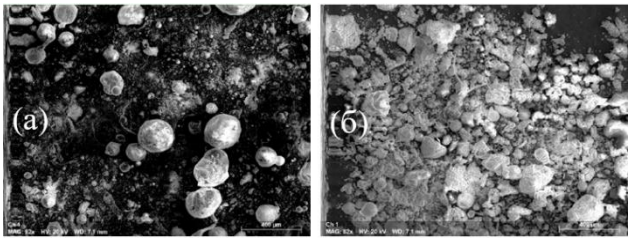


Рис. 6. Интегральные функции распределения частиц по размерам для различных действующих перегрузок

4 Элементный анализ

Для определения элементного состава отобранных агломератов и частиц ВДОК обеих частей пробы был проведен энергодисперсионный анализ с помощью растрового электронного микроскопа. На рис. 7 представлены фотографии и результаты элементного анализа микроструктуры частиц КПС обеих частей пробы. Анализ проводился для всей изображенной на рис. 7 площади фотографии.



Первая часть пробы		Вторая часть пробы	
Элемент	Массовая доля, %	Элемент	Массовая доля, %
Кислород	43,08	Кислород	21,95
Алюминий	54,52	Магний	1,13
Стронций	2,41	Алюминий	76,93
Sum	**100,00**	**Sum**	**100,00**

Рис. 7. Фотографии микроструктуры КПС: (а) – первая часть пробы; (б) – вторая часть пробы и результаты элементного анализа

5 Обсуждение результатов

По фотографиям видно, что частицы КПС, отобранные в среде продуктов сгорания, в основном имеют округлую форму с удлинением, близким к единице. Для КПС, собранных с места крепления заряда, из-за сильной деформации при движении под действием перегрузки противоположного направления по отношению к скорости оттока газов, форма частиц в основном неправильная.

Элементный анализ образцов показал, что в выделенных областях присутствуют атомы алюминия и кислорода и незначительное количество примеси. Для КПС первой части пробы соотношение массовых

долей позволяет сделать вывод о соответствии молекулам оксида алюминия (Al_2O_3). Таким образом, можно сделать вывод о достаточности времени пребывания для завершения физико-химических реакций для агломератов и частиц. Для КПС второй части пробы часто наблюдается повышенное содержание атомов алюминия, свидетельствующее, что в случае вжимающих перегрузок, происходит накопление расплавленного алюминия на поверхности горящего топлива, приводящее к формированию не уносимого слоя расплава, содержащего в себе недоокисленный алюминий.

Движение частиц КПС в отборной капсуле происходит под действием одновременно газодинамических и массовых сил. Соотношение газодинамических, массовых и сил поверхностного натяжения оказывает влияние на возможность жидкой частицы покинуть поверхность горения образца. Для получения более детальной информации по картине течения в капсуле был проведен расчет течения двухфазных продуктов сгорания, сравнение результаты которого с экспериментальными данными представлено на рис. 8.

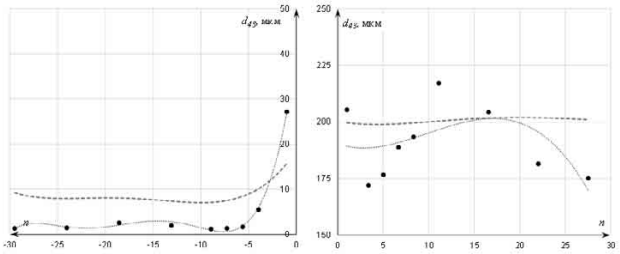


Рис. 8. Среднемассовый размер частиц d_{43}.
Черный цвет – экспериментальные результаты;
серый – расчет

Полученные в результате расчета данные по среднемассовым размерам частиц КПС качественно согласуются с экспериментальными.

6 Заключение

В результате исследования можно сделать следующие выводы.

В случае отрывающих перегрузок наблюдается следующая зависимость среднемассовых размеров частиц КПС от величины перегрузки: при увеличении перегрузок от 3,3 g до 11,1 g характерен рост среднемассового размера частиц, при увеличении от 11,1 g до 30 g – уменьшение. В результате элементного анализа состава пробы показано, что доля активного алюминия не велика и не превышает 3 %.

Вжимающие перегрузки характеризуются накоплением КПС на поверхности горящего топлива в виде не уносимого остатка, массовая доля которого монотонно увеличивается с ростом перегрузки. Среднемассовый размер частиц, покинувших поверхность горения, практически не меняется в области перегрузок от -30 g до -5,6 g, однако наблюдается монотонный рост среднемассовых размеров частиц при снижении перегрузок от -5,6 g до -1 g. Элементный анализ накопленных КПС показал повышенную долю содержания алюминия, что свидетельствует о наличии не окисленного алюминия.

Список использованных источников

[1] В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1980. 535 с.

[2] Л.Е. Стернин, Б.Н. Маслов, А.А. Шрайбер. Двухфазные моно- и полидисперсные течения газа с частицами. – М.: Машиностроение, 1980. 172 с.

[3] В.А. Бабук, Н.Л. Будный. Моделирование эволюции высокодисперсного оксида в составе потока продуктов сгорания алюминизированного твердого топлива // Химическая физика и мезоскопия, 2017. № 19. С. 5-19.

[4] П.Ф. Похил, А.Ф. Беляев, Ю.В. Фролов, В.С. Логачев, А.И. Коротков. Горение порошкообразных металлов в активных средах. – М.: Наука. 1972. 294 с.

[5] И.Г. Ассовский. Физика горения и внутренняя баллистика. – М.: Наука. 2005. 357 с.

[6] В.М. Гремячкин. Гетерогенное горение частиц твердых топлив. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. 230 с.

МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИЗМЕРЕНИЙ ТВЁРДОСТИ ПОКРЫТИЙ

А.Э. Асланян[1]
[1] ФГУП «ВНИИФТРИ», Московская область, Менделеево

В работе делается анализ методов, применяемых для измерений твёрдости покрытий, используемых при конструировании и эксплуатации различных изделий в аэрокосмической отрасли. Оценены стандартные неопределённости измерений по типу В покрытий различной толщины. Приведённые результаты позволят конструкторам и технологам выбирать метод измерений для получения достоверных значений твёрдости покрытий.

METROLOGICAL SUPPORT FOR HARDNESS MEASUREMENTS OF COATINGS

A.E. Aslanyan[1]
[1]VNIIFTRI, Moscow region, Mendeleevo, Russia

The paper analyzes the methods used to measure the hardness of coatings used in the design and operation of various products in the aerospace industry. The standard measurement uncertainties type B of coatings of various thicknesses are estimated. These results allow designers and technologists to choose a measurement method to obtain reliable values hardness of coatings.

1 Введение

Исследование механических свойств твёрдых наноструктурных покрытий представляет собой сложную задачу из-за малой толщины рассматриваемых объектов (меньше 5 мкм) и их повышенной твёрдости. Методами, применяемыми для измерений твёрдости покрытий, являются метод Виккерса, метод Кнупа, метод инструментального индентирования (шкалы индентирования). Средства измерений твёрдости по шкалам Виккерса и шкалам Кнупа прослеживаются к Государственному первичному эталону твёрдости по шкалам Виккерса и шкалам Кнупа (ГЭТ 31 - 2024) [1]. Средства измерений твёрдости по шкалам индентирования прослеживаются и Государственному первичному эталону твёрдости по шкалам Мартенса и шкалам индентирования (ГЭТ 211 - 2014) [2].

На измерения твёрдости покрытий оказывает влияние его толщина, так как подложка может вносить вклад в получаемое значение твёрдости покрытия. Если толщина покрытия неизвестна, то проводится ряд измерений твёрдости с монотонно уменьшающейся силой, приложенной к наконечнику. Когда значения твёрдости при разных усилиях будут близки друг к другу, это будет означать, что измерения твёрдости проводятся при такой глубине внедрения наконечника, при которой значения твёрдости подложки не влияют на значения твёрдости покрытия.

Применяемые методы измерений твёрдости по шкалам Виккерса, Кнупа, индентирования имеют ряд преимуществ и ограничений, зависящих от геометрических параметров покрытий их однородности и внешних факторов.

2 Методы измерений твёрдости покрытий и их анализ

Метод Виккерса основан на внедрении алмазной пирамиды с квадратным основанием под действием нормированной силы в исследуемый материал. Число твёрдости по шкале Виккерса рассчитывается из значения диагонали получившегося после снятия нагрузки с наконечника отпечатка по формуле (1).

$$HV = 0{,}102\frac{2F\sin(\alpha/2)}{d^2} \quad (1)$$

Где F – сила, прикладываемая к наконечнику в Н, α - угол между противоположными гранями наконечника Виккерса.

Твердомеры Виккерса и микротвердомеры поверяются с помощью рабочих эталонов твёрдости по шкалам Виккерса, которые в свою очередь поверяются или аттестуются с применением ГЭТ 31 – 2024.

Метод Кнупа основан на внедрении алмазной пирамиды с ромбическим основанием под действием нормированной силы в исследуемый материал. Число твёрдости по шкале Виккерса рассчитывается из значений большей диагонали получившегося после снятия нагрузки с наконечника отпечатка по формуле (2).

$$HK = 0{,}102\frac{2F\mathrm{tg}(\alpha/2)}{d_б^{\,2}\,\mathrm{tg}(\beta/2)} \quad (2)$$

Где F – сила, приложенная к наконечнику в Н, α - угол между противоположными рёбрами, лежащими в одной плоскости с длиной диагональю ромбического основания наконечника в градусах, β - угол между противоположными рёбрами, лежащими в одной плоскости с короткой диагональю ромбического основания наконечника в градусах, $d_б$ – длина большей диагонали отпечатка в мм.

Твердомеры Кнупа поверяются с помощью рабочих эталонов Кнупа, которые аттестуются с применением ГЭТ 31 - 2024

Метод индентирования основан на внедрении алмазной пирамиды с основанием в виде равностороннего треугольника в исследуемый материал с совместным измерением прикладываемой силы и перемещения наконечника. Число твёрдости по шкале индентирования рассчитывается по формуле (3).

$$H_{IT} = \frac{F_{max}}{A_P(h_c)}, \quad (3)$$

где F_{max} - максимальная сила, прикладываемая к наконечнику, $A_P(h_c)$ – площадь поперечного сечения контактирующей части наконечника, h_c- глубина контакта наконечника с образцом.

Глубина контакта h_c наконечника с образцом вычисляется по следующей формуле:

$$h_c = h_{max} - \varepsilon \cdot F_{max} \cdot \left(\left(\frac{dF}{dh} \right)_{h=h_{max}} \right)^{-1} \quad (4)$$

Где ε – коэффициент, связанный с геометрической формой наконечника. Для трёхгранной пирамиды Берковича и для пирамиды Виккерса этот коэффициент равен 0,75.

Величина $\frac{dF}{dh}$ при максимальной глубине внедрения наконечника определяется из наклона графика зависимости силы, прикладываемой к наконечнику от глубины вдавливания.

Твердомеры по шкалам индентирования поверяются с помощью рабочих эталонов по шкаам индентирования, которые аттестуются на ГЭТ 211 – 2014.

В отечественных стандартах рекомендуется применять метод Виккерса для измерения твёрдости покрытий, уменьшая прикладываемую силу, пока не будут получаться близкие друг к другу результаты измерений. В стандарте сказано, что это означает, что подложка не влияет на результат измерения твёрдости покрытия. Исходя из уравнения (1) погрешность измерений твёрдости по шкалам Виккерса будет зависеть от измерений длины диагоналей восстановленного отпечатка и от геометрических параметров наконечника, так как современные твердомеры позволяют задать прикладываемую силу со стандартной неопределённостью по типу В меньше 0,2 %. Даже если использовать наконечник Виккерса с углом между противолежащими гранями, близким к идеальным 136^0 то на стандартную неопределённость измерений окажет влияние перемычка между гранями наконечника. Длина перемычки не входит в уравнение (1), поэтому её влияние на точность измерений можно оценить только экспериментально для каждого отдельной пары твердомер – наконечник. В соответствии со стандартом на метод Виккерса длина перемычки наконечников для измерений твёрдости в микродиапазоне не может превышать 0,5 мкм. Для того, чтобы длиной перемычки можно было пренебречь. Длина диагонали восстановленного отпечатка должна быть больше 5 мкм, что приблизительно соответствует глубине внедрения наконечника 0,6 – 1 мкм. Подложка не оказывает влияние на твёрдость покрытия при глубине внедрения наконечника на 0,1 от толщины покрытия [3]. Исходя из этого положения, длина перемычки наконечника Виккерса не будет влиять на стандартную неопределённость измерений твёрдости покрытий при их толщине больше 6 мкм. Ещё одним фактором, ограничивающим применение метода Виккерса для измерения твёрдости покрытий, является физическое разрешение объектива. Оно определяется по формуле:

$$\sigma_ф = \frac{\lambda}{2N_o} \quad (5)$$

Где λ - длина волны света проходящего через объектив, N_o - числовая апертура объектива. Наименьшая длина видимого света составляет 0,39 мкм, наибольшая числовая апертура объектива, используемая в твердомерах, составляет 0,99. Следовательно, наименьшее возможное физическое разрешение объектива составит 0,197 мкм. Составляющая стандартной неопределённости измерений длины диагонали, оценённой по типу В, связанная с разрешением объектива определяется по формуле:

$$u_p = \frac{\sigma_ф}{2\sqrt{3}} \quad (6)$$

Минимальная составляющая стандартной неопределённости измерений длины диагонали равняется 0,057 мкм.

Основываясь на формуле (1), оценивается составляющая стандартной неопределённости измерений твёрдости по шкалам Виккерса по типу В вызванная разрешением объектива:

$$u_{B\sigma_ф} = HV\frac{2u_p}{d}$$

В таблице 1 приведены значения стандартной неопределённости измерений твёрдости, оценённой по типу В, для разных уровней твёрдости покрытий.

Таблица 1 - Оценка стандартной неопределённости измерений твёрдости покрытий методом Виккерса

Сила, прикладываемая к наконечнику, Н	Длина диагонали, мкм	Глубина внедрения наконечника, мкм	Толщина измеряемого покрытия, не менее, мкм	Твёрдость покрытия HV	Стандартная неопределённость по типу B HV
0,4904	5	0,7	7	3709	758
	7	1	10	1892	276
	10	1,4	14	927	95
0,2452	3	0,4	4	5153	1754
	3,5	0,5	5	3786	1105
	5	0,7	7	1855	379
0,0981	2	0,3	3	4639	1010
	3	0,4	4	2062	299
	3,5	0,5	5	1515	189
0,049	2	0,3	3	2318	1184
	3	0,4	4	1030	351
	3,5	0,5	5	757	221

Из таблицы 1 видно, что при измерениях тонких покрытий методом Виккерса стандартная неопределённость измерений твёрдости по типу B составляет существенную часть от результатов измерений. С уменьшением толщины покрытий стандартная неопределённость измерений увеличивается. Для измерений с длинами диагоналей, меньшими 2 мкм стандартную неопределённость по типу B невозможно оценить, так как размер диагонали отпечатка становится сопоставим с размером перемычки между гранями наконечника Виккерса. Таким образом, при условии использования наконечника Виккерса с перемычкой не более 0,2 мкм можно измерить твёрдость покрытий толщиной от 3 мкм и более. При этом для покрытий, толщиной от 3 мкм до 5 мкм стандартная неопределённость измерений будет высокой по сравнению с полученным значением твёрдости.

Метод измерений твёрдости по шкалам Кнупа отличается от метода Виккерса формой наконечника. В методе Кнупа используется четырёхгранная пирамида с ромбическим основанием. Одна из диагоналей ромба намного длиннее другой, что даёт преимущество в возможности измерения более тонких покрытий, чем в методе Виккерса. За счёт более тупого угла между гранями у наконечника Кнупа, чем у наконечника Виккерса, достигается меньшая глубина внедрения наконечника в образец при одном и том же размере диагонали отпечатка. При этом ограничения на применение метода остаются теми же: величина перемычки между гранями наконечника и физическое разрешение объектива. В таблице 2 приведены значения стандартной неопределённости измерений твёрдости, оценённой по типу B, для разных уровней твёрдости покрытий.

Таблица 2 - Оценка стандартной неопределённости измерений твёрдости покрытий методом Кнупа.

Сила, прикладываемая к наконечнику, Н	Длина диагонали, мкм	Глубина внедрения наконечника, мкм	Толщина измеряемого покрытия, не менее, мкм	Твёрдость покрытия HK	Стандартная неопределённость по типу B HK
0,4904	3	0,1	1	8062	3009
	6	0,2	2	2015	4069
	10	0,3	3	726	138
	15	0,5	5	322	56
0,2452	3	0,1	1	4031	1505
	6	0,2	2	1008	235
	10	0,3	3	362	69
	15	0,5	5	161	28
0,0981	2	0,07	0,7	3628	665
	3	0,1	1	1612	276
	6	0,2	2	403	66
	10	0,3	3	145	24
	15	0,5	5	65	11
0,049	2	0,07	0,7	1814	962
	3	0,1	1	806	301
	6	0,2	2	202	47
	10	0,3	3	73	14
	15	0,5	5	32	6

Из таблицы 2 следует, что методом Кнупа можно получать достоверные результаты измерений твёрдости покрытий толщиной от 1 до 5 мкм. При уменьшении толщины покрытия возрастает стандартная неопределённость измерений, оценённая по типу B. Для измерений твёрдости покрытий толщиной от 1 до 2 мкм длина перемычки у наконечника Кнупа должна быть меньше 0,2 мкм.

Для того, чтобы уйти от ограничений при измерении твёрдости покрытий толщиной от 50 нм до 5000 нм, вызванных геометрическими параметрами наконечника и физическим разрешением объектива, используется метод инструментального индентирования. Развитие измерительной аппаратуры в данной области привело к созданию твердомеров, позволяющих осуществлять точные измерения с разрешением по глубине 0,1 нм и по силе 1 мкН. Из графика зависимости силы вдавливания наконечника от его перемещения определяется твёрдость индентирования и модуль упругости индентирования [4]. Причём, в изотропных веществах значения модуля упругости индентирования и модуля Юнга совпадают, а в неоднородных различаются. В качестве наконечника используется трёхгранная пирамида Берковича. Использование такого наконечника в инструментальном индентировании

связано с тем, что у наконечника Берковича отсутствует перемычка, и таким образом нет ограничений на размеры отпечатка. Для измерений твёрдости покрытий методом инструментального индентиования используется шкала индентирования. При измерениях твёрдости по этой шкале можно выделить следующие источники стандартной неопределённости измерений: отклонение прикладываемой к наконечнику силы от номинальной, стандартная неопределённость измерений глубины внедрения наконечника, стандартная неопределённость измерения точки касания наконечника поверхности образца, стандартная неопределенность измерения теплового дрейфа, стандартная неопределённость измерения площади поперечного сечения наконечника.

В таблице 3 представлены оценки стандартной неопределённости измерений твёрдости покрытий по типу В.

Таблица 3 - Оценка стандартной неопределённости измерений твёрдости покрытий методом инструментального индентирования.

Сила, прикладываемая к наконечнику, Н	Глубина внедрения наконечника, мкм	Толщина измеряемого покрытия, не менее, мкм	Твёрдость покрытия H_{IT}	Стандартная неопределённость по типу В H_{IT}
0,049	0,311	3	29,4	1,7
	0,501	5	12,3	0,7
0,01	0,112	1	29,8	1,7
	0,27	3	9,2	0,5
0,005	0,083	0,8	28	1,6
	0,185	2	9,5	0,6
0,001	0,005	0,05	32	2,4
	0,491	5	0,19	0,01

Из таблицы 3 следует, что твёрдость покрытий толщиной от 50 нм до 5000 нм может быть измерена по шкале индентирования. Полученные оценки стандартной неопределённости по типу В показывают, что результаты измерений методом инструментального индентирования – достоверны.

3 Заключение

Исходя из сопоставления полученных результатов измерений твёрдости и оценённых стандартных неопределённостей измерений при разных прикладываемых усилиях, можно сделать вывод о достоверности применения методов измерения твёрдости покрытий для разных толщин. Методом Виккерса получаются достоверные результаты измерений твёрдости при толщине покрытий не меньше 4 мкм. Для метода Кнупа достоверные результаты измерений твёрдости покрытий возможны при их толщинах не меньше 1 мкм. При этом длина перемычки наконечников Виккерса и Кнупа не должна превышать 0,2 мкм. Методы инструментального индентирования позволяют достоверно измерять твёрдость покрытий в диапазоне толщин от 50 до 5000 нм. Однако, метод инструменального индентирования очень чувствителен к температурному дрейфу, вибрациям, форме измеряемого изделия. Таким образом, для улучшения контроля качества тонких покрытий предлагается использовать твердомеры, реализующие метод инструментального индентирования и методики определения твёрдости покрытий по шкале индентирования.

ФГУП «ВНИИФТРИ» осуществило работы по обеспечению единства измерений твёрдости по шкалам Виккерса, Кнупа, индентирования, проведя совершенствование ГЭТ 31 и создав ГЭТ 211 – 2014. В настоящее время в государственный реестр средств измерений внесены твердомеры Виккерса, микротвердомеры, нанотвердомеры (твердомеры по шкалам индентирования). Ведётся работа по внесению в реестр твердомеров Кнупа. В этом году ожидается утверждение типа твердомеров по данным шкалам.

Список использованных источников

[1] А. Э. Асланян, Э. Г. Асланян, Д. Н. Пилипенко, В. В. Швыдун, А. Н. Щипунов, Л. В. Юров. Государственный первичный эталон твёрдости по шкалам Виккерса и шкалам Кнупа ГЭТ 31 - 2024. Измерительная техника, 2024, №12, стр. 7 - 13.

[2] Асланян А.Э., Асланян Э.Г., Гаврилкин С.М., Дойников А.С., Темницкий И.Н., Щипунов А.Н. – Государственный первичный эталон твёрдости по шкалам Мартенса и шкалам индентирования ГЭТ 211 – 2014. – Измерительная техника. – 2016, №6, стр.3-6.

[3] Асланян А.Э., Гаврилкин С.М., Пивоваров В.А. – Анализ методов измерений твёрдости покрытий. Альманах современной метрологии, 2024, №4 (40), стр. 89-96.

[4] Головин Ю.И. – Наноиндентирование и его возможности. – Москва: Машиностроение, 2009. – 312 с.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ВОЛОКОННОЙ ОПТИКИ ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ УГЛЕКОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

М.Ю. Федотов[1,2], С.А. Бабин[1], О.Н. Будадин[2,3]
[1]ИАиЭ СО РАН, Новосибирск, Россия
[2]Российская инженерная академия, Москва, Россия
[3]АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения»,
г. Хотьково, Московская обл., Россия

Обоснована актуальность применения непрерывного оптического неразрушающего контроля различных конструкций из полимерных композитных материалов с помощью интегрированных волоконно-оптических датчиков и средств их опроса. Показано, что разработка методик контроля включает операции по формированию сети датчиков в составе конструкции на этапе ее изготовления, а также непосредственный процесс обработки и интерпретации данных контроля. Теоретически обоснованы и экспериментально подтверждены методики непрерывного оптического контроля баллонов высокого давления и сложных пространственных конструкций. Адаптация разработанных методик к технологическим процессам изготовления и эксплуатации широкого класса композитных конструкций открывает новые возможности для прогнозирования их остаточного ресурса по фактическому техническому состоянию.

APPLICATION OF FIBER OPTICS METHODS AND DEVICES FOR DIAGNOSTICS OF STRESS-STRAIN STATE OF CARBON COMPOSITE STRUCTURES

M.Yu. Fedotov[1,2], S.A. Babin[1], O.N. Budadin[2,3]
[1]IA&E SB RAS, Novosibirsk, Russia
[2]Russian Academy of Engineering, Moscow, Russia
[3]JSC “Central Research Institute of Special Machine Building”, Khotkovo, Moscow region, Russia

The relevance of the application of continuous optical non-destructive testing of various structures made of polymer composite materials using integrated fiber-optic sensors and their interrogation means is substantiated. It is shown that the development of control methods includes operations on the formation of a sensor network as part of the structure at the stage of its manufacture, as well as the direct process of processing and interpretation of control data. The methods of continuous optical testing of high-pressure cylinders and complex spatial structures are theoretically substantiated and experimentally confirmed. Adaptation of the developed methods to the technological processes of manufacture and operation of a wide class of composite structures opens up new opportunities for predicting their residual life based on the actual technical condition.

1 Введение

Применение полимерных композитных материалов (ПКМ) в авиационно-космической отрасли за последние два десятилетия значительно увеличилось. Это связано с весовой эффективностью, сравнительно высокими прочностными, ресурсными и эксплуатационными свойствами таких материалов. Вместе с тем, ПКМ, как и другим материалам, присущи конкретные типы дефектов, которые напрямую влияют на безопасную эксплуатацию конструкций выполненных из них. В этой связи важными направлениями фундаментальных и прикладных исследований являются создание эффективных методов и аппаратуры неразрушающего контроля (НК) и технической диагностики, включая методы и подходы к прогнозированию ресурса.

Современные тенденции в области диагностики композитных конструкций связаны с созданием новых диагностических комплексов и систем, которые позволяют осуществлять непрерывный НК – мониторинг – изделий на протяжении всего жизненного цикла: от этапа производства и на весь период эксплуатации с возможностью оценки остаточного ресурса по фактическому состоянию.

За последние два десятилетия создан серьезный научно-технический задел в области разработки и применения эффективных волоконно-оптических

систем (методов и аппаратно-программных средств) непрерывного НК напряженно-деформированного состояния и температуры углекомпозитных конструкций [1]. Такие системы позволяют на этапе проектирования и производства изделий предусмотреть возможность встраивания в их структуру волоконно-оптических датчиков (ВОД), например, на основе волоконных брэгговских решеток (ВБР), различных модификаций интерферометров Фабри-Перо (ИФП) и иных. Опрашивая информацию от сети таких ВОД, можно успешно контролировать указанные параметры.

В данной работе рассмотрены методические особенности непрерывного оптического НК напряженно-деформированного состояния и температуры конструкций из полимерных композитных материалов (ПКМ), в частности углекомпозитов, встроенными ВОД на основе ВБР.

2 Математическое моделирование и экспериментальные исследования

В основе непрерывного оптического НК углекомпозитных конструкций лежит принцип работы ВБР, которая представляет собой сложную периодическую структуру показателя преломления n, отн. ед., и характеризуется такими параметрами как резонансная длина волны λ_B, нм и период Λ, нм, (1):

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda, \quad (1)$$

где n_{eff} – эффективный показатель преломления сердцевины волоконного световода (ВС), отн. ед.

Так, при воздействии механической и/или тепловой нагрузки происходит смещение резонансного пика ВБР в сторону больших (растяжение) или меньших (сжатие) длин волн $\Delta\lambda_B$, нм, по величине которого можно однозначно определять численные значения деформации ε, мкм/м и температуры T, K. В зарубежной литературе широко используется внесистемная единица измерения деформации με (микрострейн): 1 με = 1 мкм/м = $1\cdot10^{-6}$ отн. ед. = 1 $млн^{-1}$ (ГОСТ 8.543-86) = $1\cdot10^{-4}$ %.

Для НК тонкостенных композитных конструкций (в допущении, что система работает в упругой зоне) хорошо зарекомендовала себя линейная модель (рис. 1) непрерывного оптического НК (2):

$$\Delta_B(\Delta T,\Delta\varepsilon) = (\eta+\alpha)\Delta T + (1+\rho_\varepsilon)\Delta\varepsilon = K_T^0\Delta T + K_\varepsilon^0\Delta\varepsilon \quad (2)$$

где Δ_B – относительное изменение резонансной длины волны ВБР, ppm (на практике удобно выражать относительные изменения физических величин в миллионных долях: *ppm – part per million*); Δε – изменение относительной деформации, με; ΔT – изменение температуры, K; $\Delta\Lambda$ – изменение периода ВБР, нм; ρ_e – коэффициент фотоупругости, $\mu\varepsilon^{-1}$; α – коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР), K^{-1}; η – термооптический коэффициент, K^{-1}; K_ε^0 – линейный коэффициент чувствительности к деформации, ppm/με; K_T^0 – линейный коэффициент чувствительности к температуре, ppm/K.

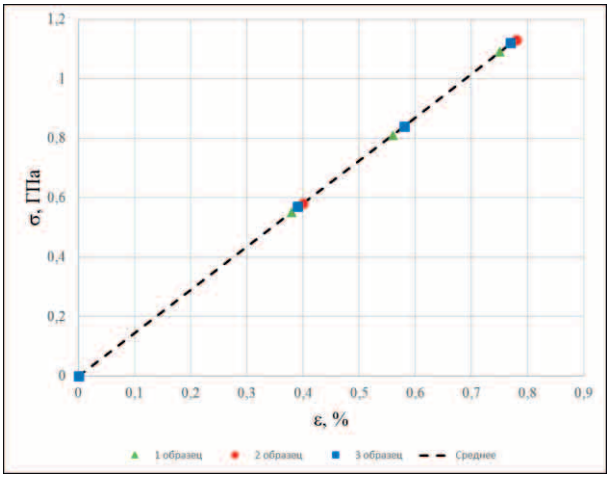


Рис. 1. Кривая деформирования образцов из углекомпозита УОЛ-300-2-3к-62-ЭД/ЭНФБ-2М $[0]_{10}$

Образцы со средним сечением 10×2 мм последовательно нагружались на растяжение нагрузкой 10, 15 и 20 кН с одновременной фиксацией данных от ВОД на основе ВБР опросным устройством УРМ FBG Interrogator Unit FIU-44-1.55 (ООО ИП «НЦВО-Фотоника», РФ) и тензометрической станции испытательной машины типа LFM-250 (Walter + Bai AG, Швейцария). В ходе проведения исследований было подтверждено экспериментально, что значения напряжений при растяжении образцов ПКМ, полученные от ВОД на основе ВБР с учетом линейной модели, хорошо соотносятся с данными тензометрии испытательной машины: среднее значение среднеквадратичного отклонения (СКО) составило ~ 0,04 ГПа (3 % от диапазона нагружения).

Однако, на практике, как правило, конструкции имеют сложную схему армирования, а толщины могут доходить до 20 мм и более. В этом случае начинают сказываться нелинейные эффекты, обусловленные неравномерностью нагружения, микро-проскальзыванием ВС в структуре ПКМ вследствие возникновения несплошностей на границе раздела защитного покрытия ВС с компонентами ПКМ и иными факторами. Для повышения достоверности непрерывного оптического НК с учетом указанных особенностей целесообразно применять нелинейную (квадратичную) модель (3):

$$\Delta_B(\Delta T,\Delta\varepsilon)=K_\varepsilon^0\cdot\left(1+K_\varepsilon^1\Delta\varepsilon\right)\Delta\varepsilon+ \\ +K_T^0\cdot\left(1+K_T^1\Delta T\right)\Delta T+K_{\varepsilon T}\Delta\varepsilon\Delta T, \quad (3)$$

K_ε^1, με^{-1}; K_T^1, K^{-1} – квадратичные деформационный и температурный коэффициенты чувствительности; $K_{\varepsilon T}$, ppm/(με·K) – коэффициент перекрёстной чувствительности, характеризующий степень изменения деформационного коэффициента при изменении температуры и наоборот – температурного коэффициента при изменении деформации.

Экспериментально было показано, что при существенных колебаниях температуры, например, на 100 K и выше, отклонение от линейной зависимости составляет около 7 % в зависимости от типа ПКМ. Это связано с тем, что значение коэффициента K_T^1 приблизительно на два порядка выше соответствующего коэффициента K_ε^1. При этом перекрестная чувствительность также присутствует, но ее вклад сравнительно мал – чувствительность к деформации снижается приблизительно на 1 % при указанном изменении температуры.

По результатам проведенных теоретических исследований и результатов экспериментов на образцах разработаны методические основы непрерывного оптического НК с помощью ВОД на основе ВБР различных конструкций из ПКМ.

Для решения данной проблемы решались две группы задач:

- разработка и формирование пространственной топологии ВОД на основе ВБР с учетом геометрии, толщин и схемы армирования конструкций из ПКМ, а также условий их нагружения/эксплуатации. Эта задача заключается в определении наиболее целесообразных локаций ВОД с точки зрения НК деформации и температуры, особенностях интеграции ВОД в структуру ПКМ с учетом направлений армирования и условий нагружения, а также формировании зоны ввода/вывода ВОД из ПКМ.

- разработке методики НК, включающей сбор, обработку, интерпретацию и визуализацию данных НК с учетом конкретных типов конструкций из ПКМ и ВОД, а также применяемого опросного оборудования.

Экспериментальные исследования по решению методических вопросов непрерывного оптического НК проводились на различных типах композитных конструкций.

Разработана методика непрерывного оптического НК баллонов высокого давления из ПКМ [2] интегрированными ВОД на основе ВБР (рис. 2).

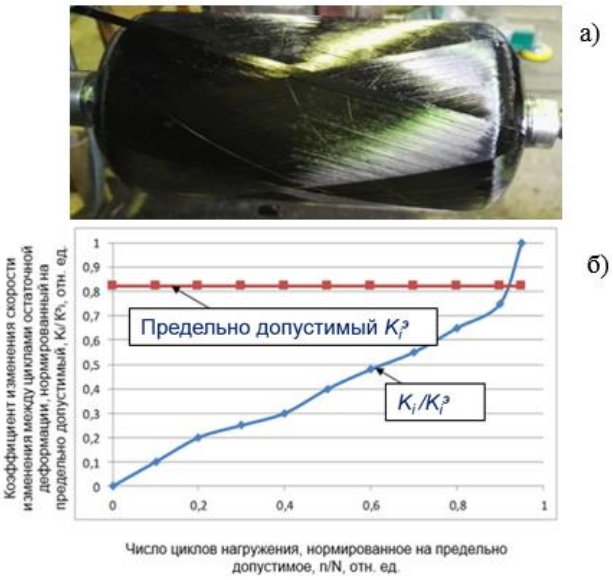


Рис. 2. НК баллонов высокого давления из ПКМ: а) фотография баллона; б) зависимость изменения скорости изменения деформации в одной из критичных точек конструкции баллона

Методику апробировали следующим образом. После изготовления баллон устанавливали на испытательный стенд и нагружали циклическим внутренним давлением, имитирующим рабочий цикл. В процессе нагружения измерялись послойные деформации, определялись величины $\delta_{jmax}^э$ – предельная (предшествующая разрушению) величина деформации при нагрузке, $K_i^э$ – предельный (предшествующий разрушению) коэффициент изменения скорости изменения между циклами остаточной деформации, $i_{max}^э$ – предельный (предшествующий разрушению) номер цикла «нагрузка-разгрузка», $\sigma_{max}^э$ – предельная (предшествующая разрушению) величина напряжения конструкции при нагрузке. Из рис. 2 видно, что с увеличением количества рабочих циклов «нагрузка-разгрузка» скорость изменения скорости деформации равномерно увеличивается. Однако при приближении к величине предельного цикла (n/N) (где n – номер текущего цикла нагружения, N – максимально возможный, предельный цикл нагружения), величина K_i резко возрастает. Это свидетельствует о повышении вероятности выхода баллона из строя и, если в этот момент не прекратить эксплуатацию изделия, а нагружать до величины N, то он аварийно выйдет из строя.

Разработана методика непрерывного оптического НК сложных пространственных конструкций [3] комплексной системой НК с

помощью встроенных ВОД на основе ВБР и термографической аппаратуры (рис. 3).

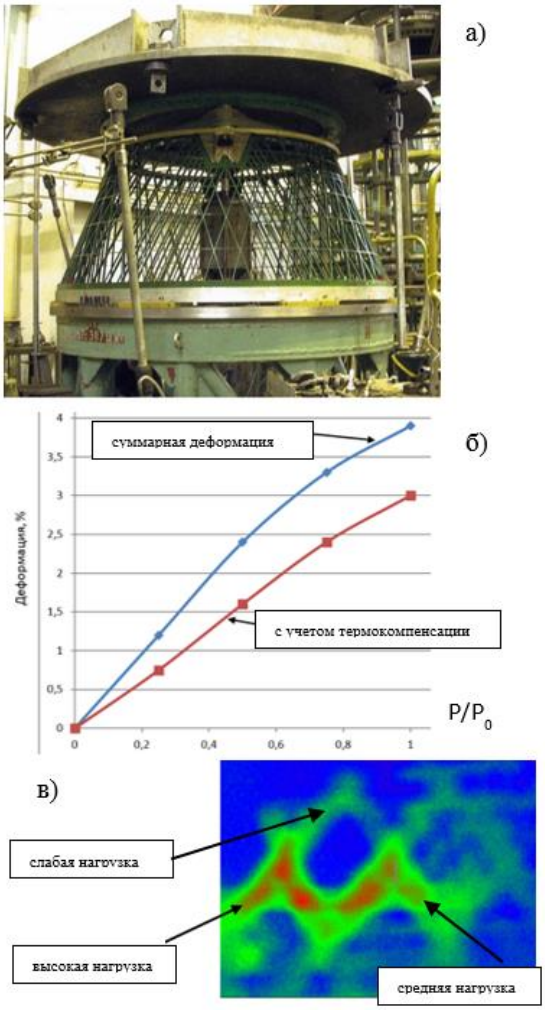


Рис. 3. НК сложных пространственных конструкций из ПКМ оптико-тепловым методом: а) фотография конструкции; б) данные от ВОД; в) термограмма

Экспериментальные исследования показали, что разработанная методика оптико-теплового НК позволяет снизить погрешность определения деформации сложных пространственных конструкций на (5 – 15) % в сравнении с традиционно-применяемыми методами НК.

3 Заключение

Проведенные экспериментальные исследования на образцах и элементах композитных конструкций различного назначения подтвердили результаты теоретических исследований и показали возможность реализации встроенной в структуру материала конструкции волоконно-оптической системы непрерывного НК деформации и температуры в условиях, приближенных к реальным, при воздействии статических и циклических нагрузок с целью дальнейшего прогнозирования остаточного ресурса.

Список использованных источников

[1] Федотов, М. Ю. Методы и средства оптического контроля полимерных композитных материалов и конструкций волоконно-оптическими датчиками / М. Ю. Федотов. – Москва: Общество с ограниченной ответственностью «Издательский дом «Спектр», 2024. – 208 с. – ISBN 978-5-4442-0191-6.

[2] Патент № 2793298 C1 Российская Федерация, МПК G01N 25/72. Способ неразрушающего контроля качества конструкции и ресурса автомобильного газового баллона из полимерных композиционных материалов и устройство для его осуществления: № 2021140020 : заявл. 30.12.2021: опубл. 31.03.2023 / О. Н. Будадин, М. Ю. Федотов, И. С. Шелемба, С. О. Козельская ; заявитель Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт автоматики и электрометрии Сибирского отделения Российской академии наук.

[3] Патент № 2793297 C1 Российская Федерация, МПК G01N 25/72, G01K 11/3206. Способ оптико-теплового контроля внутренних деформаций конструкции из полимерного композиционного материала и устройство для его осуществления: № 2022111168 : заявл. 22.04.2022: опубл. 31.03.2023 / О. Н. Будадин, М. Ю. Федотов, И. С. Шелемба, С. О. Козельская ; заявитель Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт автоматики и электрометрии Сибирского отделения Российской академии наук.

ФАКТОРЫ ВЛИЯЮЩИЕ НА ТОЧНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ

В.Г. Уфимцев[1], С.Н. Кириллов[2], М.Н. Ерофеев[1].
[1] ИМАШ РАН России, Москва,
[2] ООО «Высокоточные измерения», Москва

Анализ основных факторов, влияющих на исследования напряженного состояния деталей и узлов в газотурбинных двигателях, и дает рекомендации в подборе жаропрочных тензорезисторов.

FACTORS AFFECTING MEASUREMENT ACCURACY

V.G. Ufimcev[1], S.N. Kirillov[2], M.N. Erofeev[1]
[1] IMASH RAN, Moscow, Russia
[2] High-precision Measurements LLC, Moscow, Russia

The analysis of the main factors influencing the study of the stress state of parts and assemblies in gas turbine engines and provides recommendations for the selection of heat-resistant strain gages.

1 Введение

Современные расчетные методы дают возможность смоделировать практически любую форму детали или узла, различные условия внешнего нагружения - статические, динамические, температурные, позволяют получить напряженно-деформированное состояние (НДС) практически в любой точке детали. Точность расчетов очень высока и позволяет проектировать детали с высокой долговечностью и надежностью. Среди них – рентгеновские, поляризационно-оптические (методы фотоупругости), хрупких и гальванических покрытий, методы, основанные на масштабном преобразовании деформаций поверхности детали с помощью тензометров и тензометрических преобразователей - тензометрирование. В основе тензометрирования лежат методы измерения и анализа деформаций, что, в свою очередь, дает возможность оценки действующих в конструкции напряжений. Для авиационных двигателей статическое и динамическое тензометрирование в первую очередь используется при оценке прочностных свойств валов, лопаток, дисков, корпусов двигателя и агрегатов, трубок топливных и масляных систем (рис. 1) [1].

2 Математическая модель

Качество высокотемпературных тензорезисторов оценивается рядом параметров и характеристик. Наиболее важными из них являются коэффициент тензочувствительности и его зависимость от температуры, зависимость сопротивления изоляции от температуры, предельная деформация, температурный дрейф сопротивления, гистерезис, ползучесть.

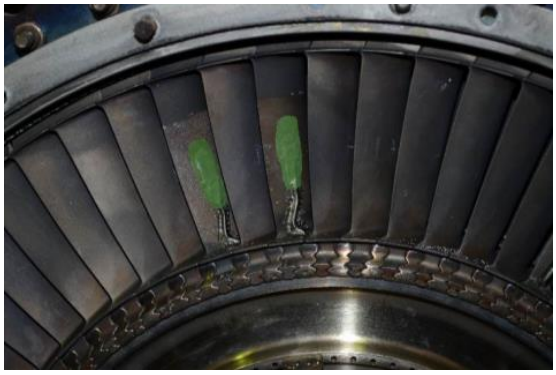


Рис. 1. Нанесение жаропрочных тензорезисторов

При обработке технологии изготовления тензорезисторов число параметров, по которым оцениваются их качества и технологичность процесса изготовления, должно быть по возможности небольшим. Кроме того, выбранные параметры должны быть наиболее существенными для разрабатываемых тензорезисторов, должны быть легко и надежно контролируемы, должны иметь конкретное количественное выражение.

Следует отметить, что на стадии отработки технологии не было необходимости в подробном исследовании измерительных характеристик получаемых опытных образцов тензорезисторов. Эту работу уместно проводить, когда уже выбраны целесообразные технологические режимы. Здесь же было более важно получить интегральные показатели работоспособности тензорезисторов. В качестве таких показателей выбраны следующие.

1) Отклонение средней величины коэффициента тензочувствительности при температуре t для

тензорезисторов, изготовленных при данном сочетании факторов, от известного коэффициента тензочувствительности проволоки решетки при нормальной температуре

$$Ya\% = \frac{K\text{пр}20 - \bar{K}t}{K\text{пр}20}100, \quad (1)$$

где Kпр20 – коэфициент тензочувствительности проволоки в свободном состоянии при температуре t=20℃; $\bar{K}t$ – средняя величина коэффициента тензочувствитедбности тензорезисторов при температуре t для трех нагружений. Качество тензорезистора тем выше, чем ближе к нулю Ya.

2) Максимальный разброс величин коэффициентов тензочувствительности для тензорезисторов, изготовленных при данном сочетании факторов, в диапазоне деформаций ±0,1%

$$Yb\% = \frac{Kt\text{макс} - Kt\text{мин}}{\bar{K}t}100, \quad (2)$$

где Ktмакс и Ktмин – соответственно коэффициенты тензочувствительности для крайних эксперементальных точек в указанном диапазоне деформаций. Качество тензорезисторов тем выше, чем ближе к нулю Yb. Параметры Ya и Yb оцениваются для температуры 20 и 400℃.

3) Отклонение температурных характеристик $\Delta R/R = f(t)$ тензорезисторов, установленных при данном сочетании факторов на образце из определенного материала, от температурных характеристик тензорезисторов с «идеальным», не носящим искажений связующим, могут быть выражены формулой

$$\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{ид}t} = \left[Kt\left(\alpha_{\text{дет}t} - \alpha_{\text{пр}t}\right) + \beta_t\right](t - 20), \quad (3)$$

где Kt – коэффициент тензочувствительности проволоки при температуре t; $\alpha_{\text{дет}t}$, $\alpha_{\text{пр}t}$ – температурные коэффициенты линейного расширения соответственно детали и проволоки; β_t – температурный коэффициент сопротивления проволоки при температуре t.

В связи с тем, что зависимости $\beta = f(t)$ для разных образцов проволоки могут быть различными, характеристики проволоки снимаются для каждого образца и для каждого тензорезистора строится зависимость $(\Delta R/R)$ид$t = f(t)$.

В качестве третьего контролируемого параметра Yc принимаем отношение

$$Yc\% = \left[\frac{\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{ид}t} - \left(\frac{\Delta R}{R}\right)_t}{\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{ид}t}}\right]100. \quad (4)$$

Чем меньше величина Yc, тем более точно могут быть предсказаны тепловые характеристики тензорезистора при известных материалах детали и решетки и заданной характеристике $\Delta R/R = f(t)$ для проволоки решетки.

Зависимость $\Delta R/R = f(t)$ для свободной проволоки при нагреве ее в воздухе до 420℃ определялась предварительно и была, таким образом, известна для каждого тензорезистора.

Чтобы оценить интегрально качество тензорезисторов, была применена четырехбалльная система оценки: 5 – характеристики тензорезистора полностью удовлетворяют предъявленным требованиям, т.е. величины Ya, Yb, Yc лежат в пределах 0-10%; 4 – работоспособный тензорезистор со значениями Ya, Yb, Yc, незначительно превышающими 10%; 3 – тензорезистор, у которого хотя бы один из показателей существенно отклоняется от нормы; 2 – неработоспособный тензорезистор (обрыв решетки и т.п.). Назовем указанный критерий, оцениваемый по четырехбалльной системе, показателем качества и обозначим через Y_1.

В качестве показателя Y_2, интегрально оценивающего технологичность процесса изготовления тензорезисторов, удобно выбрать время запыления решетки и выводных проводов. Этот показатель косвенно оценивает расход материалов (порошок Al_2O_3, плазмообразующие газы), а следовательно, определяет экономичность процесса. Кроме того, само время изготовления тензорезистора является важной технологической характеристикой [2].

3 Заключение

При проведении работ по жаропрочному тензометрированию, испытатели должны обращать внимание не только на тензорезисторы, но и обсуждать полную технологию подготовки деталей, наклейки датчика на деталь, подключения и опроса тензорезисторов в процессе проведения испытаний. Озвученные в докладе факторы и снижение зависимости в работах от них, существенно повышают точность проводимых жаропрочных измерений.

Список использованных источников

[1] Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. Т. 4. Динамика и прочность авиационных

двигателей и энергетических установок. М: Машиностроение, 2008. 199 с.

[2] Ильинская Л. С., Иванов В.М., Поднебеснов В. В.: Высокотемпературные тензорезисторы на основе жаростойких окислов. М., Энергия, 1973. 72 с.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ТЕРМОАНЕМОМЕТРИИ ДЛЯ АНАЛИЗА ПУЛЬСАЦИЙ ПОТОКА В НАРУЖНОМ КАНАЛЕ АВИАДВИГАТЕЛЯ

В.А. Лебига[1], Д.С. Миронов[1], А.Ю. Пак[1], А.А. Алексенцев[2], В.Г. Белов[2], А.А. Синер[2]
[1] ИТПМ СО РАН, Новосибирск
[2] АО ”ОДК-Авиадвигатель”, Пермь

На основании результатов измерений с помощью термоанемометров при стендовых испытаниях авиационного двигателя ПД-14, рассматривается возможность получения информации, которая может быть использована для определения механизмов и причин формирования акустического шума вентиляторной ступенью. Для получения исходных данных используются многоканальные измерения выходного сигнала датчиков термоанемометра, установленных в различных сечениях перед вентилятором и непосредственно за ним, а также в окрестности спрямляющего аппарата. В результате первичной обработки полученных данных определяются интенсивность, спектральные характеристики пульсаций потока, а также тип возмущений – акустика, турбулентность и т.д. для выбранных режимов работы авиадвигателя (взлет, полет, посадка). По временным реализациям выходного напряжения датчиков термоанемометра определяется интенсивность пиков возмущений в зависимости от режима работы авиадвигателя, а также равномерность следования пиков как для одного оборота вентилятора, так и осредненные данные для нескольких оборотов. Полученные данные для разных авиадвигателей могут использоваться для оценки качества изготовления и установки элементов вентиляторной ступени.

APPLICATION OF HOT-WIRE METHODS FOR ANALYSIS OF FLOW FLUCTUATIONS IN THE OUTER CHANNEL OF AIRCRAFT ENGINE

V.A. Lebiga[1], D.S. Mironov[1], A.Yu. Pak[1], A.A. Aleksentsev[2], V.G. Belov[2], A.A. Siner[2]
[1] ITAM SB RAS, Novosibirsk, Russia
[2] JSC “UEC-Aviadvigatel”, Perm, Russia

Based on the results of measurements using hot-wire during bench tests of the PD-14 aircraft engine, the possibility of obtaining information that can be used to determine the mechanisms and causes of acoustic noise formation by the fan stage is considered. To obtain the initial data, multichannel measurements of the output signal of the hot-wire anemometer of the hot-wire anemometer sensors installed in various sections in front of the fan and directly behind it, as well as in the vicinity of the straightener, are used. As a result of primary processing of the obtained data, the intensity, spectral characteristics of flow pulsations, as well as the type of disturbances - acoustics, turbulence, etc. for the selected operating modes of the aircraft engine (takeoff, flight, landing) are determined. The intensity of disturbance peaks depending on the operating mode of the aircraft engine, as well as the uniformity of the peaks for both one fan revolution and the averaged data for several revolutions are determined by time-based realizations of the output voltage of the hot-wire anemometer sensors. The data obtained for different aircraft engines can be used to assess the quality of manufacture and installation of the fan stage elements.

1 Введение

Одним из основных источников акустического шума авиационного двигателя является вентиляторная ступень, создаваемые лопатками вентилятора и элементами конструкции тракта пульсации потока в наружном контуре.

Для предсказания генерации звука авиационным двигателем и верификации используемых расчетных методов, разработки методов снижения шума необходимы достоверные данные о реальных пульсациях потока в наружном контуре. Так как возникновение повышенных акустических шумов может быть вызвано различными причинами (деформация лопаток, погрешности изготовления, неточность их установки и т. д.) необходимо совместные усилия и привлечение специалистов различных специальностей - по аэродинамике, прочности, акустике и т.д. Одним из главных и первоочередных этапов является определение особенностей и характеристик пульсаций потока, создаваемых вентиляторной ступенью, а именно равномерность возмущений от лопаток. В связи с этим необходимо применить метод измерения возмущений потока, позволяющий получить данные,

полезные для установления связи между пульсациями потока и конструктивными особенностями самого двигателя. К таким данным следует отнести интенсивность возмущений потока и, особенно, установить связь между амплитудой пульсаций, создаваемых каждой лопаткой и характеристиками соответствующей. лопатки. Важна также информация о степени равномерности интервалов между импульсами возмущений. Необходима информация как в пределах одного оборота вентилятора, так и статистические данные, определенные в течение некоторого времени.

Актуальны данные об интенсивности, типе и спектральном составе пульсаций, которые могут состоять из турбулентной, акустической и температурной мод. Для верификации расчетных методов могут быть полезными данные о пульсациях скорости, давления и т.д.

Термоанемометрический метод позволяет измерить и разделить все эти типы пульсаций. Термоанемометр также позволяет определить природу пульсаций давления (гидродинамическую или акустическую), [1, 2]. Однако в реальных полетных условиях технически невозможно проводить измерения в тракте авиационного двигателя. Были получены экспериментальные данные и накоплен опыт проведения измерений с учетом реальных условий исследования на стендах, Пермь, [3].

В предыдущих сериях измерений главной задачей было получение данных об интенсивности и спектральном составе пульсаций (давления, скорости) в наружном тракте авиационного двигателя, а также параметрах характерных акустических тонов, генерируемых вентилятором.

В данной работе дополнительное внимание уделено изучению возможностей созданного в ИТПМ СО РАН термоанемометрического метода для получения данных о степени равномерности характеристик, структуры пульсаций потока на примерах и с использованием данных реальных исследований при стендовых испытаниях авиационного двигателя.

2 Условия экспериментов, оборудование

Измерения выполнялись в условиях испытаний на основных режимах работы авиационных двигателей ПД-14. Для установки необходимой оснастки для проведения термоанемометрических измерений двигатели были оборудованы пилонами с разъемами для датчиков перед и за рабочим колесом (сечения А и Б), см. схему на рис. 1. В зависимости от программы испытаний одновременно можно устанавливать 6-7 датчиков термоанемометра на индивидуальных пилонах. При одновременной установке датчиков до и после вентилятора для исключения взаимного влияния пилоны располагаются под разными углами по окружности. Имеется возможность регулировать расположение датчиков по радиусу канала.

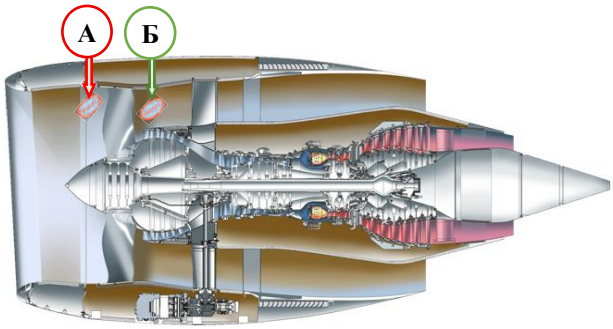


Рис. 1. Схема расположения датчиков термоанемометра в авиадвигателе

Для измерения пульсационных характеристик потока в тракте авиадвигателя использовался комплект поставленного в ОДК-Авиадвигатель оборудования на базе разработанных и изготовленных в ИТПМ СО РАН датчиков с вольфрамовой нитью диаметром 8 микрон, термоанемометров постоянного тока ТПТ-6 (ССА-6), [4], и блока для многоканальных измерений, см. рис. 2, а также АЦП Lcard E-20-10 и промышленный ноутбук CyberBook R1154 14″, имеющий достаточно USB и COM портов для проведения многоканальных измерений. Наличие сенсорного экрана и класс защиты позволяет применять ноутбук для проведения измерений в условиях открытого стенда вблизи натурного авиационного двигателя.

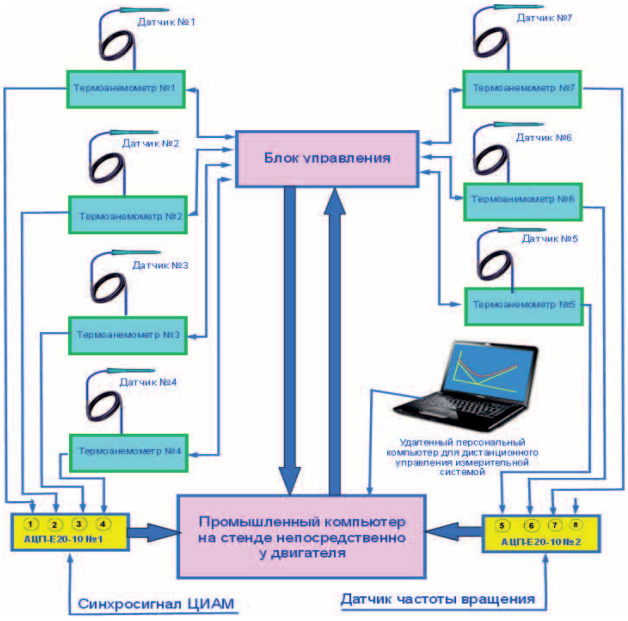


Рис. 2. Измерительная схема с помощью термоанемометрического оборудования

Для управления измерительным оборудованием и первичной обработки результатов измерений использовалось разработанные в ИТПМ СО РАН методики на основе диаграмм пульсаций и программное обеспечение, [5-9].

3 Результаты экспериментов и анализ данных

Измерения пульсаций в наружном тракте были выполнены для нескольких авиадвигателей, прошедших различные этапы испытаний и эксплуатации, для которых были получены данные по характеристикам пульсаций потока в разных участках по длине тракта – непосредственно до и после вентилятора, в окрестности спрямляющего аппарата.

Поскольку в данной работе основное внимание уделяется возможности определения неоднородности характеристик пульсаций потока за вентилятором из-за индивидуальных параметров изготовления, установки, деформации и т.д. лопаток вентилятора, вопросы интегральных характеристик пульсаций, получаемых в том числе с помощью метода диаграмм пульсаций (интенсивность пульсаций давления, скорости, спектры) не рассматриваются. Ниже приведены и сравниваются данные для двух авиадвигателей, условно обозначенных номерами 1 и 2, при одинаковых режимах их работы и условиях экспериментов.

Пример зависимости выходного сигнала одного из датчиков термоанемометра, установленных за вентилятором, для авиадвигателя 1 показан на рис. 3. Длина приведенного фрагмента реализации соответствует одному обороту вентилятора. По осям на этом и последующих графиках отложены некоторые условные величины пропорциональные времени *t* и величине сигнала A соответственно.

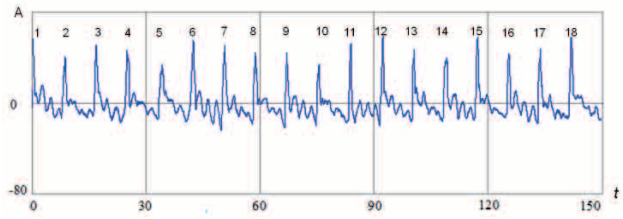


Рис. 3. Пример выходного сигнала термоанемометра

Номера лопаток вентилятора указаны на графике, из которого следует, что имеются значительные различия амплитуды сигнала для каждой из лопаток.

Для исключения случайных погрешностей были определены осредненные значения величин сигнала для различного числа оборотов вентилятора (вплоть до 80) для разных авиадвигателей и режимов их работы. На рис. 4 приведены примеры результатов суммирования реализаций сигнала по трем оборотам вентилятора для двух разных двигателей. Масштабы по осям на графиках одинаковы.

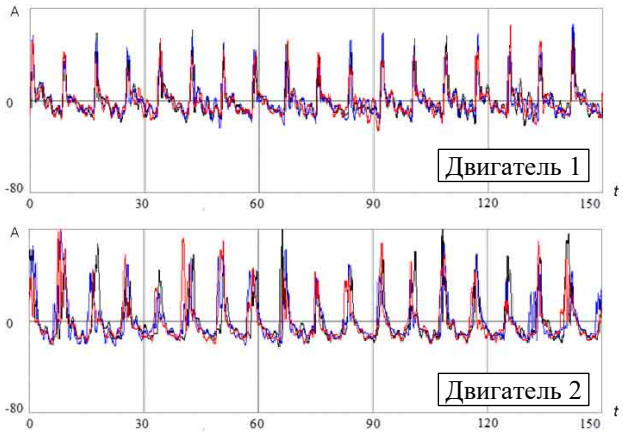


Рис. 4. Сравнение сигналов термоанемометра для двух двигателей.

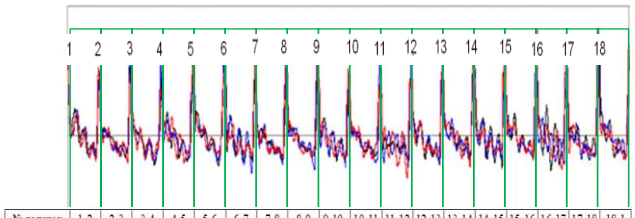
Для количественной оценки интенсивности пульсаций двух двигателей был выполнен расчет среднеквадратичных величин интенсивности пульсаций для данных, представленных на рис. 4, который показал близкие относительные среднеквадратичные значения (15…16%) для обоих двигателей, хотя, судя по графикам, для двигателя 2 неравномерность амплитуд сигнала существенно выше. Видно, что для результатов по двигателю 2 повторяемость положений максимумов сигнала от каждой из лопаток вентилятора для разных оборотов у двигателя 2 хуже, чем у двигателя 1.

В качестве одного из дополнительных критериев для сравнения интенсивности пульсаций рассматривалось возможность использования статистического коэффициента эксцесса К4, определенного по пульсациям электрического напряжения на датчике термоанемометра. Предполагается, что справедливо допущение о пропорциональности пульсаций напряжения и пульсаций массового расхода потока, к которым чувствителен датчик термоанемометра. Расчеты показали, что величины К4 для приведенных случаев близки и приблизительно равны 3, что говорит о примерном равенстве отношения величин выбросов к среднеквадратичным значениям интенсивности пульсаций.

Помимо различий в амплитудах сигнала для каждой из лопаток, отмеченных на рис. 3, наблюдается и неравномерность шага сигналов от соседних лопаток вентилятора, то есть расстояния между значениями максимумов сигналов от соседних лопаток, что особенно отчетливо видно на графике для двигателя 2, рис. 4. Так как однозначно определить по этим данным степень неравномерности шага максимумов невозможно, в то же время такая информация представляет интерес, с этой целью был выполнен анализ реализации выходного сигнала термоанемометра для двигателя 1. Для уменьшения

влияние случайных погрешностей при обработке результатов измерения были использованы данные, полученные осреднением сигнала для трех оборотов вентилятора.

Для оценки степени равномерности шага возмущений, создаваемых лопатками вентилятора, был определен временной промежуток между максимумами сигналов от соседних лопаток, см. рис. 5, на котором нанесены номера лопаток, и средней величиной интервала, определенной делением времени одного оборота на количество лопаток вентилятора, то есть 18.



№ лопаток	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10	10-11	11-12	12-13	13-14	14-15	15-16	16-17	17-18	18-1
шаг	1,20	1,22	1,15	1,24	1,20	1,18	1,20	1,23	1,20	1,18	1,22	1,23	1,19	1,18	1,24	1,13	1,23	1,18
%	0	2	−5	4	0	-2	0	3	0	-2	2	3	-1	-2	4	-7	3	-2

Рис. 5. Сравнение сигналов термоанемометра для двух двигателей.

В таблице на рис. 5 приведены данные об измеренном размере шага (в некоторых величинах пропорциональных времени) для соседних лопаток, указанных в первой строке таблицы, и относительное значение отклонения шага от средней расчетной величины. Среднее по модулю отклонение шага от расчетного составило ~2,2%.

3 Заключение

С помощью методов термоанемометрии получена подробная информация о характеристиках пульсаций потока вблизи рабочих лопаток вентилятора авиадвигателя, степени равномерности пульсаций, создаваемых лопатками вентилятора, по времени и амплитуде на режимах взлета, крейсерского полета и посадки в дополнение к полученным в предыдущих исследованиях интегральным характеристикам и спектральном составе пульсаций потока.

Полученные данные по характеристикам однородности пульсаций, генерируемых лопатками вентилятора авиационного двигателя, могут быть использованы при поиске источников разношумности авиадвигателей. а также при создании и верификации методов расчета шума, генерируемого вентилятором. Однако, для определения конкретных причин необходимо решить ряд задач: синхронизовать сигналы возмущений с конкретными лопатками, для которых получить данные об особенностях их геометрических, механических, прочностных характеристик, деформации, особенностях установки и закрепления лопаток и т.д.

Из-за сложной формы лопаток, учитывая распределение окружных скоростей вдоль лопаток вентилятора, необходимы измерения пульсационных характеристик потока в радиальном направлении по сечению канала за вентилятором. Обработка большого массива данных потребует разработки специального программного обеспечения и, возможно, модификации системы измерительного комплекса.

Список использованных источников

[1] Лебига В.А. Термоанемометр в сжимаемом дозвуковом потоке // Механика жидкости и газа. 1991. № 6. С. 160–167.

[2] В.А. Лебига, В.Н. Зиновьев, А.Ю. Пак. Применение термоанемометра для измерения характеристик акустических волн, распространяющихся в сжимаемых потоках. Теплофизика и аэромеханика. 2002. №3, стр.339-349.

[3] В.М. Фомин, В.А. Лебига, В.Н. Зиновьев, А.Ю. Пак, А.А. Иноземцев, А.А. Алексенцев, А.Н. Саженков. Отработка методики измерения пульсаций потока в авиадвигателе методами термоанемометрии // Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2020. Сборник тезисов. – М.: ЦИАМ, 2020. С 705-708.

[4] V.A. Lebiga, A.Yu. Pak, V.V. Repkov, V.N. Zinoviev. Portable Autonomous Hot Wire Equipment for Measurements in Compressible Flows 17th Inter. Conf. on Methods of Aerophysical Research. June 30-July 6, 2014, Novosibirsk, Russia. Part II, p.120.

[5] В.А. Лебига, Термоанемометрия сжимаемых потоков. Изд. НГТУ Новосибирск. -1997.

[6] В.А. Лебига, В.Н. Зиновьев, А.Ю. Пак. Термоанемометрия сжимаемых течений. Аэромеханика и газовая динамика № 4, 2003 стр.53-70.

[7] Свидетельство о регистрации программы №2022669131. Программа расчета диаграммы пульсаций.

[8] Свидетельство о регистрации программы №2022669159. Программа управления термоанемометром ССА-6.

[9] Свидетельство о регистрации программы №2022669080. Программа управления термоанемометром СТА-5.

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ ФИКСИРОВАННОГО ШАГА И ПРОЕКТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ДЛЯ ИХ ИСПЫТАНИЙ

Е.А.Карпович[1], С.Ю.Занегин[1]
[1] Московский Авиационный Институт

В докладе будет кратко изложена методика оптимального проектирования воздушного винта фиксированного шага в рамках проекта «Беспилотный летательный аппарат дальнего действия для исследования Марса», а также описан проект аэродинамической трубы для валидации результатов проектирования. Программа для оптимизации винта, использованная в проекте, основана на задаче поиска минимума индуцированных потерь, впервые проработанной Ларраби, и позволяет автоматически перестраивать базовую модель винта в CAD NX. Для динамических испытаний небольших воздушных винтов была спроектирована аэродинамическая труба открытого типа с центробежным вентилятором на входе. Согласно расчетам, в рабочей части для винтов диаметром 20 дюймов скорость потока будет составлять 36 км/ч при интенсивности турбулентности 1,5 %.

A METHOD FOR THE DESIGN OF A FIXED-PITCH PROPELLER AND A PROJECT OF A PROPELLER WIND TUNNEL

E.A.Karpovich[1], S.U. Zanegin[2]
[1] Moscow Aviation Institute

The report will briefly outline a method for the optimal design of a fixed-pitch propeller for the "Long-range Unmanned Aerial Vehicle for Mars Exploration" project, as well as describe the design of a wind tunnel for validation of the design results. The approach used for propeller optimization in the project is based on the problem of minimizing induced losses, first developed by Larrabee, and allows for automatic reconstruction of the basic propeller model in CAD NX. For dynamic testing of small aircraft propellers, an open-type aerodynamic wind tunnel with a centrifugal fan at the inlet has been designed. According to calculations, in the working section, for propellers with a diameter of 20 inches, the flow velocity will be 36 km/h with a turbulence intensity of 1.5%.

1 Методика проектирования воздушного винта

Минимум индуцировнных потерь при проектировании воздушного винта обеспечивается за счет оптимизации распределения подъемной силы вдоль лопасти. В данной работе задача оптимизации решается методом Ларраби [1], основанном на работах Бетца, Прандтля и Гольдштейна [2], которые предложили и развили вихревую теорию воздушного винта. Ларраби упростил и расширил эту теорию, в результате чего появился широко известный метод проектирования воздушных винтов с минимальными индуцировнными потерями.

Корневое и концевое сечения винта были оптимизированы с помощью программы Xoptfoil для следующих режимов, указанных в Таблице 1.

Таблица 1 – Режимы оптимизации корневого и концевого сечений проектируемого воздушного винта фиксированного шага

Расчетный режим	*Число Рейнольдса концевое/ корневое сечения*	*Угол атаки, °*	*Число Маха*	*Интенсивность турбулентности, %*	*Целевая функция*
Вертикальный набор высоты со скоростью 3 м/с	73000/30000	8	0,05	10 %	Аэродинамическое качество
Горизонтальный полет на скорости 11 м/с	73300/35000	4	0,03	10 %	Аэродинамическое качество

В работе были применены методы оптимизации Particle swarm и Simplex, а также функция формы профиля Hicks-Henne.

Основной механизм метода заключается в том, чтобы сбалансировать осевую и тангенциальную скорости, создаваемые диском винта, с тем, чтобы потери энергии на следе за винтом будут сведены к минимуму. Варьируемыми параметрами при этом являются углы установки сечений и длины хорд.

Для изготовления прототипа винта, рассчитанного способом, описанным в данной статье, использована технология стереолитографии, что позволило добиться высокой геометрической точности при минимальных затратах. Однако, механические свойства доступных фотополимерных материалов (даже т.н. «инженерных») накладывают существенные ограничения на минимальные геометрические размеры сечений, в связи с чем в данной работе в автоматическом режиме была оптимизирована только крутка лопасти. Автоматическая оптимизация длин хорд по этому методу приводит к хордам относительно большого размера в комлевых сечениях и очень малого размера в концевых сечениях.

Как и теория несущей линии, метод Ларраби предполагает малые углы атаки, поскольку не учитывает вязкое трение, что может ограничить точность расчета для винтов с высокой нагрузкой, а также привести к завышенным значениям тяги и заниженным значениям момента.

Далее на рис. 1-4 показан оптимизированный воздушный винт и представлены его характеристики.

Рис.1. Лопасть оптимизированного воздушного винта (диаметр 15 дюймов, скорость вращения 4000 об/мин, скорость полета 11 м/с)

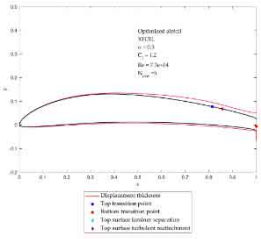


Рис. 2. Оптимизированное концевое сечение воздушного винта.

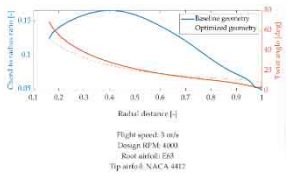


Рис. 3. Сравнение исходной и оптимизированной геометрии воздушного винта

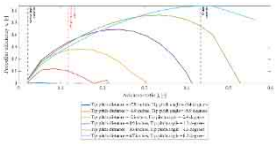


Рис. 4. Характерстики оптимизированного воздушного винта и целевые режимы полета

2 Проект аэродинамической трубы для динамических испытаний воздушных винтов

Основной целью при проектировании любой аэродинамической трубы является создание устойчивого потока с пространственной однородностью в рабочей части в заданном диапазоне чисел Рейнольдса [3] [4]. Для проведения динамических испытаний воздушных винтов диаметром до 20 дюймов была спроектирована аэродинамическая труба с незамкнутым контуром и центробежным вентилятором в начале канала, а также начато её изготовление

Преимущества выбранной компоновки трубы:

– аэродинамические трубы открытого типа с центробежными вентиляторами на входе менее чувствительны к возмущениям входного потока, чем трубы с вентиляторами за диффузором;

– центробежные вентиляторы устойчиво работают в широком диапазоне режимов;

– возмущение потока или разрушение модели в рабочей части могут существенно повлиять на работу вентилятора, расположенного ниже по потоку, но не влияют на вентилятор, расположенный выше по потоку.

Спроектированная труба состоит из следующих частей:

– двигатель 15 кВт и центробежный вентилятор ВЦ 14-46-6,3 среднего давления;

– диффузор с углом раствора 42° и двумя спрямляющими сетками, изогнутыми с тем, чтобы локально составлять прямой угол со стенкой диффузора;

– форкамера с двумя сетками и решеткой;

– конфузор с углом схода 40°;

– рабочая часть.

Канал трубы имеет квадратное сечение. Коэффициент сужения трубы 3. Далее на рис. 5-9 представлены общий вид трубы, модель ее конструкции, некоторые характеристики, алгоритм расчета.

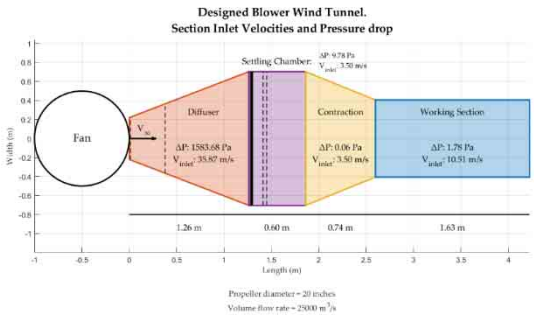


Рис. 5. Эскиз трубы и ее основные параметры в среде Matlab

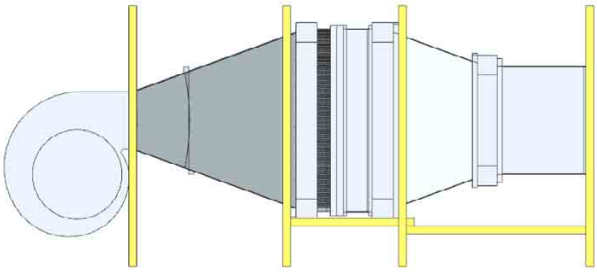


Рис. 6. Эскиз конструкции трубы

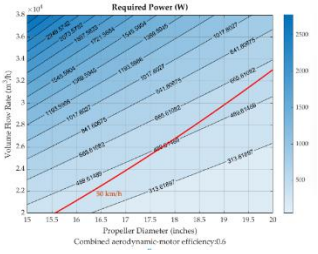


Рис. 7. Потребная механическая мощность рабочего колеса вентилятора как функция размера воздушного винта и объемного расхода вентилятора. Целевая скорость в рабочей части – 50 км/ч

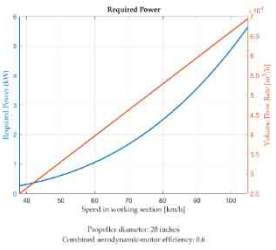


Рис. 8. Потребная механическая мощность рабочего колеса вентилятора как функция объемного расхода вентилятора и скорости в рабочей части.

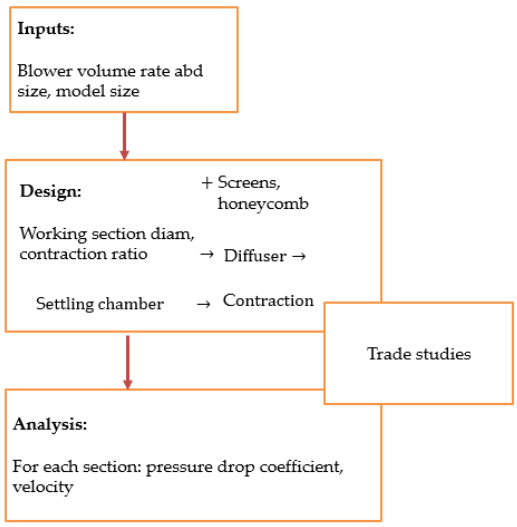


Рис. 9. Алгоритм проектного расчета аэродинамической трубы открытого типа [3], [5], [6]

В Таблицах 2 и 3 представлены размеры частей трубы, перепады давления и числа Рейнольдса, а также характеристики сеток и решетки.

Таблица 2 – Параметры и характеристики частей спроектированной трубы

	Длина (м)	*Ширина (м)*	*Скорость (м/с)*	*Перепад давления (Па)*	*Число Рейнольдса*	*Коэффициент перепада давления* [7]
Диффузор	.26	.44	35.9	1582.18	1066961	0.68
Форкамера	.60	1.41	3.5	9.78	333470	0.40
Конфузор	0.74	0.81	3.5	0.06	333470	0.01
Рабочая часть	.63	0.81	10.5	1.78	549474	0.03

Таблица 3 – Параметры и характеристики сетки и решетки

	Живое сечение [8]	*Размер ячейки (мм)*	*Толщина проволоки (полоски) (мм)*	*Число Рейнольдса*	*Коэффициент перепада давления* [4]	*Длина(мм)*
Сетка	0.61	1	0.22	118	0.40	
Решетка	0.95	19	0.45	4501	0.50	150

Параметры сетки и решетки были подобраны по [3], [4] и [8].

3 Заключение

Численная оптимизация геометрии лопастей позволяет:

- снизить расход топлива или энергии за счет повышения КПД винта
- увеличить тягу при тех же габаритах винта
- снизить шумность работы силовой установки
- расширить диапазон рабочих режимов (взлет/крейсер/посадка).

Для измерения характеристик спроектированных воздушных винтов в динамике была разработана небольшая аэродинамическая труба. Концепция проекта трубы состоит в создании компактной, простой в изготовлении, и последующей модернизации аэродинамической трубы для проведения испытаний воздушных винтов диаметром до 0,51 м (20 дюймов). Основное назначение трубы - динамические испытания воздушных винтов и поддержка научных исследований. Однако благодаря простоте изготовления, компактному размеру, модульной конструкции и, при необходимости, транспортабельности, труба окажется полезным и гибким инструментом для проведения лабораторных работ и научных проектов в школах и колледжах. В дальнейшем труба может быть оборудована устройством для изменения угла атаки и скольжения, а также аэродинамическими весами для проведения

полноценных аэродинамических испытаний небольших моделей.

Наконец, труба может оказаться полезной для решения задач промышленной аэродинамики - таких, как измерение ветровых нагрузок на здания и памятники.

Список использованных источников

[1] LEMFEV, MAI, 2024. [Online]. Available: https://www.lemfev.com/. Дата обращения: 17.03.2025

[2] E. E. Larrabee, "Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers," SAE Technical Paper Series. doi:10.4271/790585 , 1979.

[3] A. Betz and L. Prandtl, " Schraubenpropeller mit geringstem energieverlust," *Gottinger Nachrichten ,* p. 193–217, 1919.

[4] R. D. Mehta, "THE AERODYNAMIC DESIGN OF BLOWER TUNNELS WITH WIDE-ANGLE DIFFUSERS," Department of Aeronautics, Imperial College, London, 1977 .

[5] W. H. Rae and A. Pope, "Low-Speed Wind Tunnel Testing," 1966.

[6] Б. Дубов, А. Радциг, Н. Семенчиков and О. Яковлевский, Моделирование условий полета летательных аппаратов при испытаниях в аэродинамических трубах, Москва: Изд-во МАИ, 2004.

[7] M. Hernández and A. González, "Design Methodology for a Quick and Low-Cost Wind Tunnel," 2013.

[8] И. Идельчик, Справочник по гидравлическим сопротивлениям, Москва: Машиностроение, 1992 .

[9] "The Design of Low Turbulence Wind Tunnels. NASA report 940," 1949.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВЫСОТНО-СКОРОСТНОГО ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

И.С. Кащеев[1], Д.А. Боровиков[1]

[1] Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва

В работе представлены подходы и этапы разработки математической модели высотно-скоростного испытательного стенд. Определены основные отличия от классических подходов к разработке испытательных стендов, описан выбранный подход к созданию единой математической модели методом связанных графов. Приведены примеры поэтапного создания многоуровневой математической модели испытательного стенда с учетом проводившихся численных исследований. Описана будущая работа по проекту с учетом перспектив развития.

DEVELOPMENT OF A MATHEMATICAL MODEL OF AN ALTITUDE-AIRSPEED TEST BENCH FOR AIRCRAFT ENGINES

I.S. Kascheev[1], D.A. Borovikov[1]

[1] Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

The paper presents an overview of the approaches and stages involved in the development of a mathematical model for an altitude-airspeed testing facility. It identifies the main differences between classical approaches and the chosen method of creating a unified model using a bond graph. The paper provides examples of how a multilevel model was created step-by-step, taking into account numerical simulations conducted. It also discusses future work and prospects for the project.

1 Введение

Современные тенденции в авиастроении, характеризующиеся разработкой силовых установок повышенной мощности, экономичности и экологичности приводят к усложнению разрабатываемых изделий. В результате предъявляется серьёзные требования к наземным испытательным стендам для экспериментальной отработки изделий. Адекватная оценка характеристик испытуемых двигателей, особенно получение высотно-скоростных характеристик (ВСХ), требует создания новых или глубокой модернизации существующих испытательных стендов (ИС). Проектирование и ввод в эксплуатацию ИС представляет собой исключительно сложную инженерную задачу, требующую интеграции множества дисциплин (газодинамика, термодинамика, гидравлика, пневматика, электротехника, автоматика управления, метрология) [[1],[2]]. Учитывая высокую стоимость и длительность цикла создания ИС, актуальной задачей является разработка новых подходов и систематизированной методики проектирования с учетом современных подходов к математическому моделированию [[3],[4]]. В работе представлен процесс разработки высотно-скоростного испытательного стенда для авиационных двигателей малых тяг.

2 Необходимость единой математической модели

Традиционные подходы к проектированию ИС, основанные на сепарированной оценке характеристик систем испытательного стенда и значительном запасе прочности, становятся неэффективными в условиях повышения потребляемых мощностей и ограниченности ресурсов. Отсутствие единого подхода с использованием современных средств и методов математического моделирования во время разработки новых ИС может привести к следующим рискам:

- не оптимальности проектных решений: Завышение энергетических мощностей, нерациональный выбор оборудования.
- проблемам интеграции: Сложности сопряжения разнородных систем;
- недостаточной точности измерений: Ошибки в определении мест установки датчиков, частоты опроса, диапазонов измерений;
- непредвиденных динамических явлений: Проблемы с возникновением пульсаций параметров в газовоздушном тракте (ГВТ) и гидравлических системах, влияющих на устойчивость работы двигателя и испытательного стенда.
- затягивания сроков и роста стоимости: Необходимость многочисленных переделок на этапах монтажа и наладки, более точное планирование систем стенда позволит избежать части издержек на перепроектирование.

Для снижения описанных рисков было решено разрабатывать единую одномерную математическую модель ИС с применением метода связанных графов, что позволяет создавать интегрированные модели разнородных систем (гидравлика, пневматика, электрика, тепловые процессы) в едином контуре стенда. Такой подход позволяет на любом этапе проектирования иметь единую систему

испытательного стенда с требуемой степенью адекватности модели, исследовать динамические характеристики и экспериментировать с системой управления стендом и его узлами (рис. 1).

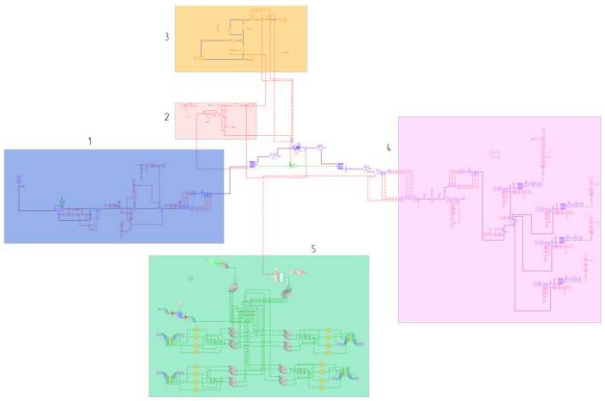


Рис. 1. Общий вид на разрабатываемую модель испытательного стенда: 1 – Входная группа систем; 2 – модель системы управления; 3 –модель топливной системы; 4 – модель выхлопной системы стенда; 5 – модель системы измерения тяги

Построение единой модели происходит на нескольких уровнях:

Уровень 0 (Системный): Упрощенные модели для оценки интегральных параметров и работоспособности концепции;

Уровень 1 (Функциональный): Детализированные модели основных подсистем (ГВТ, топливная, СУ и т.д.) для параметров на установившихся режимах и отработки базовой логики управления.

Уровень 2 (Компонентный): Модели с учетом нелинейностей и динамики ключевых компонентов (регулирующие клапаны, приводы, теплообменники). Написание ТЗ и уточнение параметров модулей и агрегатов. Формирование требований к закупаемым компонентам (насосы, вентиляторы, клапаны, теплообменники, датчики) на основе модели, оценка достаточности доступной компонентной базы;

Уровень 3 (Детальный): Высокоточные модели (конечно-элементное моделирование для элементов ГВТ, системы измерения тяги, теплообменных аппаратов и так далее) для валидации компонентов и анализа локальных эффектов.

2 Ключевые принципы разрабатываемой модели

В основе подхода находится итеративная оценка энергопотребления и увязка систем ИС. Проводится первоначальная оценка требуемых мощностей (электрических, тепловых, пневматических, гидравлических и т.д.) на основе технического задания (ТЗ) и базовых параметров испытуемых двигателей с учетом коэффициентов запаса и выбранной схемы ИС, как показано на рис. 2.

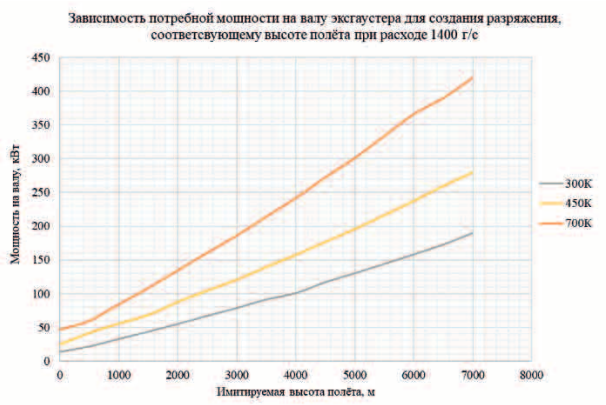


Рис. 2. Исследование энергетических характеристик эксгаустерной установки для создания разряжения за реактивным соплом двигателя

Постепенное уточнение оценок по мере детализации разрабатываемой единой математической модели стенда и получения информации о характеристиках компонентов. Проводится учет гидравлических потерь и инерционности ГВТ и регулирующих органов на этапе синтеза системы управления (СУ) для обеспечения устойчивости работы и требуемого быстродействия (рис. 3).

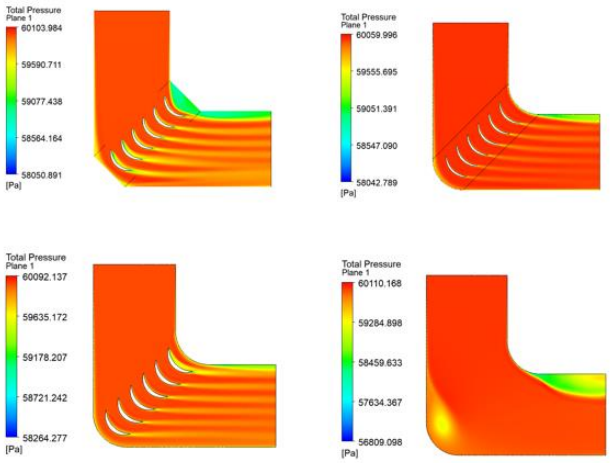


Рис. 3. Этапы исследования гидравлических характеристик различных конструкций колена трубопровода ГВТ для внесения поправочных коэффициентов в единую модель

На рис. 4 приведены этапы разработки системы измерения силы тяги. Первоначальна продумывалась общая концепция системы, определялись требуемые параметры к основным узлам. На примере гибких лент подвески динамометрической платформы (ДМП) показан процесс получения поверхностей отклика параметров в зависимости от изменения геометрических размеров. Полученные в численном исследование характеристики перенесены в единую модель испытательного стенда для оценки влияния на измерение тяги положения центра масс и

геометрических параметров ДМП, а также входного импульса в зависимости от конфигурации ТБК [[5]].

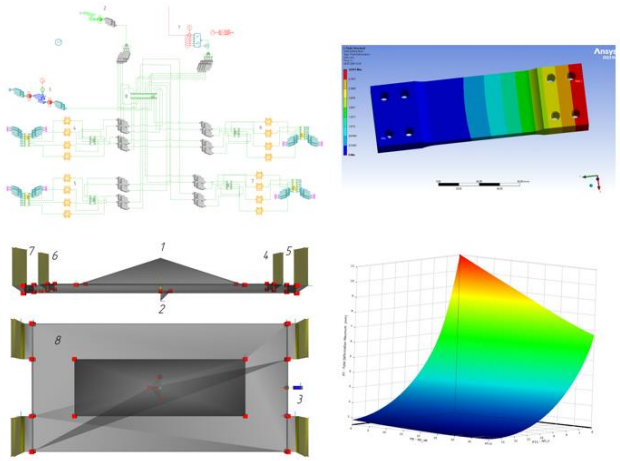


Рис. 4. Уровни разработки на примере системы измерения тяги двигателя: разработка концепции; создание параметрической трехмерной геометрия, численное исследование характеристик и перенос их в модель в системе связанных графов для имплементации в единую модель стенда

Геометрические ограничения связаны в первую очередь с разрабатываемой конструкцией термобарокамеры (ТБК). На первом этапе проработки общей концепции испытательного стенда были определены ограничения по используемому помещению и допустимым размерам ТБК (рис. 5). После определения схемы, прорабатывалась конструкция ТБК и конструкций с исследованием получаемых аэродинамических характеристик. Поскольку стенд предназначен для двигателей малых тяг, в основе конструкции лежат идеи коллег из ЦИАМ [[6]].

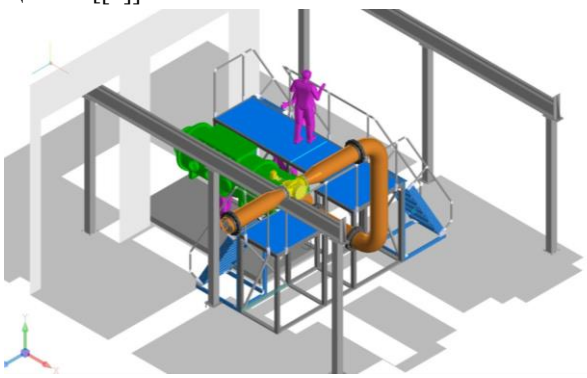


Рис. 5. Трёхмерная модель габаритных ограничений помещения испытательного стенда

3 Направление будущей разработки

По создаваемой модели проводится анализ требований к точности измерения параметров стенда и обоснование мест установки приёмников параметров потока. Определение необходимой частоты опроса датчиков на основе анализа динамических процессов в двигателе и стенде, включая оценку ожидаемого диапазона пульсаций давления и расхода в ГВТ и гидравлических системах. Благодаря параллельной разработке испытательного стенда и математической модели возможна оптимизация процесса наладки реального стенда во время пуско-наладочных работ.

4 Заключение

Разрабатываемая модель, основанная на системном подходе, итеративном уточнении параметров и глубоком мультифизическом моделировании с использованием метода связанных графов, предоставляет инструментарий для гибкой оценки проектных решений на всех этапах создания ИС. На данном этапе определена принципиальная схема испытательного стенда, проведены первичные энергетические расчёты, спроектированы основные узлы главных систем, полученные характеристики (от производителя или исследованные численными методами) заложены в единую математическую модель. Проводится анализ возможных неравномерностей и пульсаций ГВТ с учётом имеющейся инерционности регулирующих агрегатов.

В будущем наличие экспериментальных данных позволит идентифицировать, как модель двигателя, так и систем ИС [[7],[8]]. Это позволит точно настроить логику управления, но и послужит основой для дальнейшей оптимизации эксплуатации, формирования оптимальных экспериментальным планов, повышения информативности испытаний динамического определения границ имитации условий под конкретный двигатель, диагностики и прогнозирования остаточного ресурса и неисправностей стенда [[9],[10]].

Список использованных источников

[1] Павлов Ю.И., Шайн Ю.Я., Абрамов Б.И. Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 159 с.

[2] Лебедев А.А., Геращенко В.А. Испытания авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2015. 456 с.

[3] Денисова Е.В., Черникова М.А., развитие стендов полунатурного моделирования для исследования систем автоматического управления газотурбинным двигателем, Современные наукоемкие технологии. 2019. № 7 С. 122-131.

[4] Медяков, О. Е. Использование математической модели опытного двигателя при стендовых испытаниях в режиме реального времени / О. Е. Медяков // Вестник Московского авиационного института. – 2012. – Т. 19, № 5. – С. 81-88. – EDN PIGDYD.

[5] Клинский Б.М., Определение влияния аэродинамики бокса испытательного стенда на силу от тяги газотурбинного двигателя посредством изменения компоновки входного лемнискатного насадка, Вестник МАИ, Т. 28. №4, 2021.

[6] Жигунов М.М., Митрофанов К.Е., Особенности создания стенда для испытаний малоразмерных двигателей и энергоустановок на базе установки с ТБК, Авиационные двигатели l 3 (4) l 2019.

[7] Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., идентификация математической модели ГТД по результатам испытаний, Труды МАИ, 2022 №122.

[8] Кофман В.М., методика и опыт параметрической идентификации математических моделей компрессоров и вентиляторов по результатам стендовых испытаний ГТД, Авиационная и ракето-комическая техника, 2011.

[9] Minglan Xiong, Huawei Wang. Digital twin applications in aviation industry: A review // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology volume 121, pages5677–5692 (2022).

[10] Kim, Sangjo and Im, Ju Hyun and Kim, Sun Je and Kim, Myungho and Kim, Junghoe and Kim, You Il, Diagnostics Using First-Principles Based Digital Twin and Application for Gas Turbine Verification Test (2021). Available at SSRN: https://ssrn.com/abstract=3898486

НОВОЕ ПОКОЛЕНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ И СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ В СТАНДАРТЕ PXIe. РОССИЙСКОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОД УПРАВЛЕНИЕМ ОС ASTRALINUX. НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ И ПОДВОДНЫЕ КАМНИ ВНЕДРЕНИЯ

С.Н. Зайченко, Д.В. Алешин
ООО «VXI-Системы», Москва

В статье описаны варианты решения задач по обеспечению стендовых испытаний авиационных двигателей с помощью различных информационно-измерительные систем (ИИС) с 1990 года по настоящее время. Особое внимание уделяется опыту как иностранных, так и российских производителей. Подробно описан новейший стандарт построения контрольно-измерительной аппаратуры PXIe, а также современная практика разработки ИИС на основе данной технологии. Представлены компетенции по собственной разработке российского программного обеспечения под управлением ОС AstraLinux. В конце статьи сделан вывод о последних тенденциях роста применяемости отечественных технологий в сфере производства ИСС для решения актуальных задач.

A NEW GENERATION OF DOMESTIC MEASUREMENT AND CONTROL SYSTEMS BASED ON HARDWARE IN THE PXIE STANDARD. RUSSIAN SOFTWARE RUNNING UNDER ON ASTRALINUX OS. NEW OPPORTUNITIES AND PITFALLS OF IMPLEMENTATION

S.N. Zaichenko, D.V. Alyoshin
VXI-Systems LLC, Moscow

The article examines the various methods of conducting bench testing of aircraft engines, using different information and measurement systems from 1990 until the present day. It focuses specifically on the experiences of foreign and Russian manufacturers and provides detailed information on the latest standards for the development of PXIe instrumentation, as well as current best practices for creating aircraft information systems based on this technology. The article also discusses the skills required for the in-house development of Russian software that runs on the AstraLinux operating system. Finally, it concludes with an analysis of current trends in the use of domestic technologies for the production of aircraft systems, in order to address urgent issues.

1 Введение

Для успешного решения задач по обеспечению стендовых испытаний авиационных двигателей уже более сорока лет применяются различные информационно-измерительные системы (ИИС). Архитектура ИИС, как правило, реализовывается на основе различных программно-аппаратных решений, которые по мере развития имеют тенденцию к сменяемости. К примеру, 20-30 лет назад в Российской Федерации основным вектором развития построения ИИС были различные платы сбора информации с датчиков, встраиваемые в компьютер, крейтовые системы, построенные на основе проприетарных магистралей. В то время широкое распространение получили системы выпуска фирмы ООО «Л Кард» для статических (низкоскоростных) измерительных систем, используемые и в нынешнее время. Изготовление информационно-измерительных систем на основе аппаратуры фирмы ООО «Л Кард» типа LTC предлагались такими компаниями как ООО «НПП «МЕРА», ООО «Лаборатория АС» и другими.

2 Новые стандарты

В период с 1993 по 1996 годы начали разрабатываться первые ИИС в открытом международном стандарте VXI, одновременно была создана мезонинная технология построения измерительных систем. Технология открытого стандарта VXI активно внедрялась фирмой Keysight (Agilent technologies, США), Bustec (Ирландия), VTI Instruments (США) и др. В Российской Федерации измерительная аппаратура в стандарте VXI разрабатывалась и производилась компанией ООО Фирма «Информтест». Оборудование такого типа поддерживается и

производится ООО Фирма «Информтест» и в настоящее время.

На период с 1998 по 2000 года наибольшую популярность приобрел стандарт PXI, который строится на компьютерной параллельной магистрали PCI. Тогда же и были созданы первые информационно-измерительные системы в данной технологии. Основным производителем аппаратуры PXI является фирма National Instruments (США). В Российской Федерации одним из первых производителей модульных приборов PXI (версия стандарта 1997 г.) считается компания ООО «НПП «МЕРА».

Начиная с 2005 года и по мере развития технологий в мире, версия стандарта PXI, основанная на магистрали PCI, была заменена на более скоростную версию PXIe (GEN3 4-8 lines), основанную на последовательной магистрали PCIe. С 2006 года началась массовая замена старого PXI на гибридную версию шасси (в одном шасси комбинировались слоты в стандарте PXI и PXIe в различных сочетаниях), а затем на шасси PXIe (без применения комбинации стандартов). Примерно к 2013 году основные модульные приборы для ИИС в стандарте PXI были заменены на аналогичные приборы в стандарте PXIe. На сегодняшний день ведущие производители в открытых стандартах уже не выпускают аппаратуру, шасси и модули версии PXI.

В настоящее время основные компаниии зготовители уже переключились на более современную технологию PXIe 3-го поколения (Gen2/Gen3 по 4 или 8 линий). Новейшие технологии PXIe способны обеспечивать потоки данных в тысячи раз превосходящие решения на основе PXI, и в десятки раз превосходящие по скорости потока решения первых версий PXIe (Gen 1, 1 линия). По состоянию на 2025 год модульные приборы и шасси PXIe 3-го поколения находятся в серийном производстве у всех ведущих мировых производителей. В Российской Федерации крупнейшим производителем приборов и шасси PXIe 3-го поколения является фирма ООО «VXI-Системы» (холдинг «Информтест») (рис. 1).

Резюмируя вышесказанное, очевидно, что построение современных ИИС для стендовых испытаний авиационных и ракетных двигателей осуществляется различными способами: и теми, что были актуальны более 30 лет назад, и с помощью новейших решений. Таким образом, на начальном этапе разработки новой ИИС следует поставить перед собой следующие вопросы: какой должна быть архитектура ИИС, на основе какой аппаратуры будет построена, какие возможности ИИС будут доступны испытателям.

Рис. 1. Динамическая система измерения в стандарте PXIe 3-го поколения

Новые возможности архитектуры построения ИИС на основе приборов и шасси в стандарте PXIe 3-го поколения:

1. Реализация как динамических ИИС, так и ИИС смешанного типа, в которых одновременно работают и статические, и динамические каналы (каждый модуль должен быть выполнен в стандарте PXIe). В Российской Федерации основным производителем шасси, статических и динамических модулей PXIe является компания ООО «VXI-системы» (холдинг «Информтест»), которая серийно их изготавливает на собственном производстве. В 2024 году компанией ООО «VXI-Системы» были проведены натурные испытания прототипа ИИС, в которую входило 280 динамических и 1536 статических каналов, работающих одновременно на максимальной скорости. Каналы были размещены в семи шасси, общий поток информации составил более 17 Гбит/сек. Тестирование системы показало успешный результат, несмотря на то, что шасси были соединены по технологии Daysy Chain с вводом в управляющий компьютер через один модуль Host Adapter, что является наиболее тяжелым режимом для материнской платы компьютера. Подобные результаты недостижимы для ранее используемых магистралей.

Рис. 2. Динамическая система измерения вибрации в стандарте PXIe 3-го поколения

2. Построение систем, в которых одновременно используются сотни динамических каналов. В 2024 году компанией ООО «VXI-Системы» (холдинг «Информтест») была изготовлена динамическая ИИС на 200 каналов виброизмерений (рис. 2). В данной системе использовались модули 2 типов: высокоточный измеритель напряжения МДН8И-PXIe (8 гальванически развязанных каналов, АЦП 24 бит на каждом канале, частота опроса до 625 кГц), измеритель мгновенных значений напряжения МН48С-PXIe (48 каналов, АЦП 24 бит, скорость опроса до 2,4 кГц).

3. Использование высокоскоростных интерфейсов для обмена информацией с бортовыми компьютерами, таких как Space-Wire, Fibre Channel, One-wire, ARINC-429 и др.

В 2024 году в Российской Федерации был разработан и утвержден ГОСТ Р 71289-2024 «Архитектура базовая построения систем контрольно-измерительной аппаратуры PXIe». Его введение поспособствовало еще большей унификации аппаратуры различных ИИС с возможностью гибко изменять их состав при испытаниях различных двигателей. Наличие единой утвержденной в РФ технологии модульных приборов в стандарте PXIe имеет несколько явных преимуществ для конечного Потребителя. Вопервых, позволяет испытателям с минимальными доработками и дополнениями оперативно собрать необходимую конфигурацию ИИС из уже имеющихся модулей. Во-вторых, позволяет при необходимости объединять российские и импортные приборы в рамках одной системы. Для полноценной поддержки функции комбинирования аппаратуры разных производителей из разных стран отечественные приборы обязаны иметь VI для работы с ПО LabView. Это необходимое условие, потому что большинство ИИС в РФ построены на аппаратуре National Instruments, которые применяют ПО, написанное на LabView.

Компания ООО «VXI-Системы (холдинг «Информтест») предоставляет большой спектр программного обеспечения собственной разработки различной направленности для ИСС в стандарте PXIe. Программное обеспечение низкого уровня: универсальный драйвер Visa, драйвера и технологические панели инструментов. Программное обеспечение верхнего уровня: нескольких SCADA систем и специализированных программ:

1. Телеметрическое направление – ПО «QtРегистратор», SCADa, предназначенная для управления и регистрации многоканальных информационных систем.

2. Функциональное направление – ПО «Информтест CAT», высокотехнологичная среда для разработки циклограмм и проведения испытаний серийных изделий.

3. Специализированное ПО – «Анализатор спектра», предназначено для анализа ВЧ сигналов частотой до 10 ГГц в программах автоматизированного тестирования, исследования в частотной области периодических сигналов ВЧ и СВЧ диапазонов, а также для анализа параметров сигналов с аналоговой модуляцией (АМ, ЧМ, ФМ). Может использоваться как индивидуальное ПО и как низкоуровневое API интегрируемое в стороннее ПО.

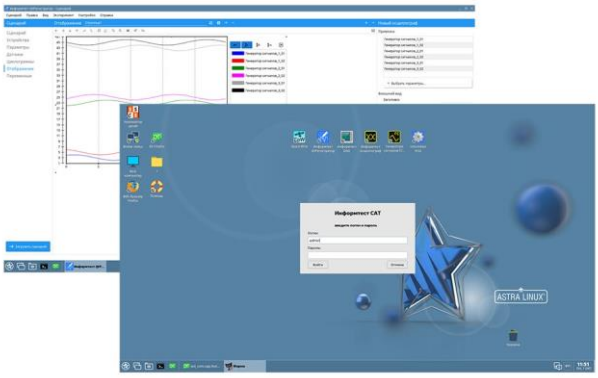


Рис. 3. ПО «QtРегистратор», «Информтест CAT» на ОС «AstraLinux»

Все программное обеспечение адаптировано под мультиплатформенную основу, собирается под платформы операционных систем Microsoft Windows и семейство AstraLinux. Учитывая постоянного изменение платформы AstraLinux ПО оперативно адаптируется под различные версии для исключения проблемы совместимости. Также в реалиях современного развития распределенных систем (Industrial IoT) активно ведутся разработки программных продуктов с учетом возможности интеграции в сторонние программные комплексы.

По состоянию на начало 2025 года можно констатировать тот факт, что многие дилеры National Instruments постепенно переходят на модульные приборы PXIe российского производства, вследствие сложности закупки иностранного оборудования по параллельному импорту. Уже существуют десятки отечественных ИИС построенных на основе PXIe российского производства. Дополнительным стимулом использования PXIe приборов производства РФ в составе ИИС является наличие технической поддержки производителя, стабильное и регулярное обновление ПО, ремонт в РФ и существенно меньшая итоговая стоимость.

Важнейшим вопросом использования ИИС является метрологическое обеспечение данных систем и модулей, входящих в их состав. Все российские модульные приборы занесены с ГРСИ РФ и имеют утвержденные методики поверки. Сами ИИС также заносятся в ГРСИ РФ. Однако, на большинство импортных приборов PXIe срок действия метрологических сертификатов практически уже закончен, и сведения об их продлении или намерении отсутствуют.

3 Заключение

В завершение можно сказать, что в последнее время наблюдаются тенденции к активному росту и развитию отечественных технологий разработки модульных приборов в современных открытых стандартах: новые российские приборы PXIe работают как под ОС Windows, так и под ОС Astra Linux, появилось большое количество системных интеграторов и, как результат, появились и успешно работают готовые ИИС нового поколения на основе технологии PXIe 3-го поколения.

МОДЕРНИЗАЦИЯ СТЕНДА ДЛЯ ВЫСОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ

Е.П. Филинов, Я.А. Остапюк, Д.А. Новосадов, И.А. Загадов
Самарский университет, Самара

В работе изложены результаты модернизации стенда для высотно-климатических испытаний малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) и их элементов на базе Самарского университета. Основное внимание уделено описанию конструкции стенда, включающего термобарокамеру, системы подогрева и охлаждения воздуха, топливопитания и сбора экспериментальных данных. В качестве объекта апробации выбрана камера сгорания МГТД, для которой спроектирован мерный участок с возможностью оценки параметров в процессе испытаний. В работе также приведены результаты CFD-расчета в ANSYS CFX, необходимые для оценки обтекания спроектированной конструкции.

MODERNIZATION OF AN ALTITUDE TEST BENCH FOR SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINES AND THEIR COMPONENTS

E.P. Filinov, Y.A. Ostapyuk, D.A. Novosadov, I.A. Zagadov
Samara National Research University, Samara, Russia

The paper presents the results of the modernization of the stand for altitude and climatic tests of small-sized gas turbine engines (MGTD) and their elements at the Samara University. The main attention is paid to the description of the stand design, which includes a thermal chamber, air heating and cooling systems, fuel supply and experimental data collection. The MGTD combustion chamber was chosen as the object of testing, for which a measuring section was designed with the possibility of evaluating parameters during testing. The paper also presents the results of CFD calculation in ANSYS CFX, which are necessary to evaluate the flow around the designed structure.

1 Введение

В настоящее время малоразмерные газотурбинные двигатели получают все большее распространение. Во многом это связано с текущей геополитической обстановкой, так как малоразмерные ГТД (МГТД) часто используются в беспилотных летательных аппаратах и крылатых ракетах. Помимо этого, их применяют в авиамоделировании, в качестве материальной части учебных стендов и т.д.

Как известно, жизненный цикл авиационного двигателя любой размерности состоит из проектирования, доводки, производства, эксплуатации и утилизации [1, 2]. Этап проектирования и доводки сопровождается рядом экспериментальных исследований, среди которых как узловые, так и испытания двигателя в сборе. Возможность локализовать в университете этапы проектирования, доводки и производства МГТД приводит к необходимости постройки собственных испытательных стендов для подтверждения заложенных характеристик и валидации расчетных методик проектирования и разработанных численных моделей.

Проектированию экспериментальных стендов и проведению испытаний МГТД посвящено множество работ как в России, так и за рубежом, что говорит об актуальности выбранной темы. Передовые работы в этой области публикует ЦИАМ, например О.С. Гуревич, С.А. Сметанин и др. в своей работе [3] создали стенд для испытаний МГТД с тягой до 1000 Н и провели ряд испытаний. М.С. Болховитин, Д.А. Боровиков и др. [4] (ЦИАМ) в своей работе восстановили и модернизировали ранее законсервированный стенд У-376 для выполнения большого объема экспериментальных исследований.

2 Описание стенда

Рассматриваемый экспериментальный стенд на протяжении последних десятилетий использовался преимущественно в образовательном процессе. Исходный стенд включает в себя следующие основные системы: систему обеспечения высотно-климатических условий; термобарокамеру (ТБК) с системой термостатирования и топливопитания и систему управления, измерения и регистрации параметров. Данный стенд позволяет проводить испытания в широком диапазоне имитируемых условий: температура $-50℃…+50℃$, высотность $0…4$ км. Для создания высотных условий в ТБК используется осушенный воздух высокого давления

($p = 18$ МПа), отбираемый от компрессорной станции, оснащенной поршневым компрессором 7ВП-20/220. Для охлаждения воздуха на стенде используется турбодетандерная установка, созданная на базе двигателя ДГ-4М. После турбодетандера воздух поступает в камеру смешения и ресивер. Через электрозадвижку перепуска в камеру смешения, минуя турбодетандер, подается воздух для более плавного регулирования температуры. В ресивере происходит выравнивание температуры воздуха, после чего он подается в ТБК. При испытаниях с подогретым воздухом используются электрокалориферы СФО-25, которые обеспечивают подогрев воздуха. Воздух в электрокалорифер подается из атмосферы с помощью вентилятора, после чего он через ресивер поступает в ТБК. При проведении испытаний камер сгорания реализуется схема с присоединенным трубопроводом, а при испытаниях двигателей – с перегородкой. В обоих случаях для создания разряжения использовалась эжекционная система.

3 Работы по модификации стенда

Для выполнения научно-исследовательских работ была выполнена модернизации стенда по следующему плану:

- замена термобарокамеры,
- модернизация системы обеспечения высотно-климатических условий,
- восстановление системы топливопитания,
- замена электроприводов задвижек и их автоматизация,
- обновление измерительного оборудования.

4 Применение стенда на практике

Для проверки модернизированного стенда необходимо выполнить ряд испытаний. Для этого имеется два изделия: МГТД собственного производства (МГТД-220 «Колибри») и камера сгорания (КС) малоразмерного ГТД. Для проведения пробных испытаний стенда использование МГТД «Колибри» не рационально, поскольку техпроцесс высотных испытаний двигателя более сложен и вероятность уничтожения объекта испытаний в случае ошибки значительно выше. Процесс испытания камеры сгорания напротив является более простым, так как необходимо исследовать только пусковые характеристики. Для проведения испытаний камеры сгорания осуществлены следующие этапы:

1) выполнен анализ исходной конструкции двигателя;

2) спроектирована упрощенная конструкция обвязки камеры сгорания на базе исходного МГТД для возможности установки КС в ТБК, а также изготовления на базе Самарского университета с помощью аддитивных технологий;

3) выполнены поверочные CFD расчеты на режиме авторотации для понимания характера обтекания спроектированных деталей;

4) выпущен комплект рабочей конструкторской документации на детали и сборочные единицы, входящие в состав изделия.

5 Заключение

В ходе проведенной работы модернизирован высотный стенд для проведения стендовых испытаний МГТД с имитацией высотных условий. В качестве объекта для первичной апробации выбрана камера сгорания МГТД, для которой спроектирован мерный участок с выполненным препарированием, обеспечивающим измерение параметров потока.

После окончания модернизации стенда и проведения испытаний камеры сгорания планируется приступить к экспериментальной отработке высотного запуска МГТД с тягой 220 Н и 550 Н.

Спроектированная инфраструктура обладает высоким потенциалом как для внутренних исследований, так и для выполнения работ от сторонних заказчиков. В дальнейшем стенд может использоваться в качестве универсальной платформы для экспериментальной оценки различных компонентов ГТД, испытаний МГТД и проведения учебных занятий для студентов университета и профильных предприятий.

Список использованных источников

[1] Солохин Э. Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 356 с.

[2] Испытания авиационных двигателей: учебник для вузов. 2-е изд., доп. / под ред. В. А. Григорьева, А. С. Гишварова. М.: Инновационное машиностроение, 2019. 542 с.

[3] Жигунов М. М., Митрофанов К. Е. Особенности создания стенда для испытаний малоразмерных двигателей и энергоустановок на базе установки с ТБК // Труды МАИ. 2016. № 91.

[4] Болховитин М. С., Боровиков Д. А., Ионов А. В., Селиверстов С. Д. Разработка испытательного стенда для малоразмерных газотурбинных двигателей // Труды МАИ. 2016. № 91.

ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРНО-УЛЬТРАЗВУКОВОГО КОНТРОЛЯ В ЗАДАЧАХ ОЦЕНКИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ

В.А. Быченок[1,2], С.А. Хижняк[3], И.В. Беркутов[1,2], А.М. Шмаков[1,2], А.М. Горнов[1,2]
[1] Учреждение науки ИКЦ СЭКТ, Санкт-Петербург
[2] Университет ИТМО, Санкт-Петербург
[3] ПАО «ОАК», Москва

В работе рассматривается применение лазерно-ультразвукового контроля с термооптической генерацией упругих колебаний для оценки эксплуатационных характеристик авиационных изделий на стадиях производства и эксплуатации. Рассматриваются физические основы, аппаратная реализация в виде лазерно-ультразвукового дефектоскопа с оптико-акустическими преобразователями различного типа и роль программного обеспечения. Представлены примеры практического применения лазерно-ультразвукового контроля для количественной оценки состояния материалов, соединений, покрытий и напряженно-деформированного состояния, а также обозначены перспективы развития данного подхода в авиастроении.

APPLICATION OF LASER-ULTRASONIC TESTING FOR ASSESSING THE PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF AEROSPACE COMPONENTS

V.A. Bychenok[1,2], S.A. Khizhnyak[3], I.V. Berkutov[1,2], A.M. Shmakov[1,2], A.M. Gornov[1,2]

[1] Engineering and Design Center for Support of the Operation of Space Technology, St. Petersburg
[2] ITMO University, St. Petersburg
[3] PJSC United Aircraft Corporation (PJSC UAC), Moscow

This paper discusses the application of laser-ultrasonic testing with thermo-optical generation of elastic waves for assessing the performance characteristics of aerospace components during manufacturing and in-service stages. It covers the physical principles, hardware implementation in the form of a laser-ultrasonic flaw detector with various types of optoacoustic transducers, and the role of software. Practical application examples of laser-ultrasonic testing are presented for quantitative assessment of the condition of materials, joints, coatings, and the stress-strain state. The prospects for the development of this approach in the aerospace industry are also outlined.

1 Введение

Развитие современной авиационной промышленности неразрывно связано с непрерывным освоением и применением новых технологий, но одновременно сталкивается с ужесточением требований к ключевым эксплуатационным характеристикам летательных аппаратов: их надежности, безопасности полетов и экономически обоснованному ресурсу. Эта тенденция обусловлена совокупностью факторов. Во-первых, это неуклонное усложнение конструкций летательных аппаратов, подразумевающее интеграцию многочисленных систем, применение сложных геометрических форм и ужесточение допусков. Во-вторых, это активное внедрение инновационных материалов, таких как полимерные композиционные материалы с их анизотропной структурой и специфическими механизмами разрушения, а также специальные металлические сплавы, включая высокопрочные жаростойкие и легкосплавные материалы. Эти материалы, обладая уникальными прочностными показателями, одновременно предъявляют особые вызовы для методов контроля и оценки их состояния.

В этих условиях повышается значимость информативных средств измерения для контроля параметров, определяющих эксплуатационную пригодность изделий. Такой контроль необходим не только на этапе их производства – для обеспечения соответствия конструкторской документации, выявления технологических дефектов и гарантии качества исходных материалов и компонентов, – но и в процессе эксплуатации для своевременного обнаружения накопленных повреждений, оценки степени деградации материалов и прогнозирования остаточного ресурса. Традиционные подходы к

неразрушающему контролю и измерениям не всегда способны в полной мере удовлетворить возросшие требования по чувствительности к специфическим дефектам в новых материалах, производительности, возможности автоматизации и объективности получаемых данных. В сложившейся ситуации приоритетной задачей становится поиск, адаптация и внедрение и усовершенствованных методов и средств контроля качества.

В этом контексте лазерно-ультразвуковой контроль с термооптической генерацией упругих колебаний представляет собой необходимый подход. Он обладает потенциалом для комплексного решения задач по оценке эксплуатационных характеристик изделий авиастроения на всех этапах жизненного цикла – от контроля качества исходных материалов и производственных процессов до мониторинга технического состояния в условиях эксплуатации и оценки остаточного ресурса.

2 Основная часть

В основе лазерно-ультразвукового контроля лежит термооптическое возбуждение ультразвука импульсным лазерным излучением, вызывающим локальный нагрев и термоупругую деформацию с генерацией широкополосных ультразвуковых импульсов [1]. Эти импульсы распространяются в объекте контроля, отражаясь от дефектов (трещин, пор, расслоений) и границ раздела сред. Регистрация и анализ отраженных эхо-сигналов (их временных задержек и амплитуд) посредством оптико-акустического преобразователя, позволяет получить информацию о наличии, местоположении и размерах дефектов, что является основой для оценки эксплуатационных характеристик.

Ключевые преимущества лазерно-ультразвукового метода с термооптической генерацией упругих колебаний включают: высокую лучевую разрешающую способность для прецизионной локализации дефектов и точного измерения толщин; широкополосность для комплексной оценки микроструктуры, универсальность по отношению к широкому спектру авиационных материалов (сплавы, композиты, полимеры) [2] и возможность реализации метода акустоупругости для количественной оценки напряженно-деформированного состояния ответственных элементов конструкций [3].

Современные лазерно-ультразвуковые системы, представленные, в частности, дефектоскопом УДЛ-2М.01 разработки Учреждения науки ИКЦ СЭКТ (рис.1), представляют собой интегрированные аппаратно-программные комплексы, характеризующиеся компактностью, автономностью и высокой степенью автоматизации.

Рис. 1. Лазерно-ультразвуковой дефектоскоп УДЛ-2М.01

Они включают источник когерентного излучения – импульсный лазер (твердотельный с диодной накачкой), широкополосный оптико-акустический преобразователь, электронный блок, осуществляющий усиление, аналого-цифровое преобразование и первичную обработку сигналов, а также синхронизацию работы всех узлов системы.

Программное обеспечение управляет процессом измерений, обрабатывает полученные данные, визуализирует результаты, в виде A-, B-, C-сканов (рис.2) и формирует протоколы контроля. Интеграция алгоритмов машинного обучения в измерительные системы повышает достоверность и автоматизацию оценки состояния объекта.

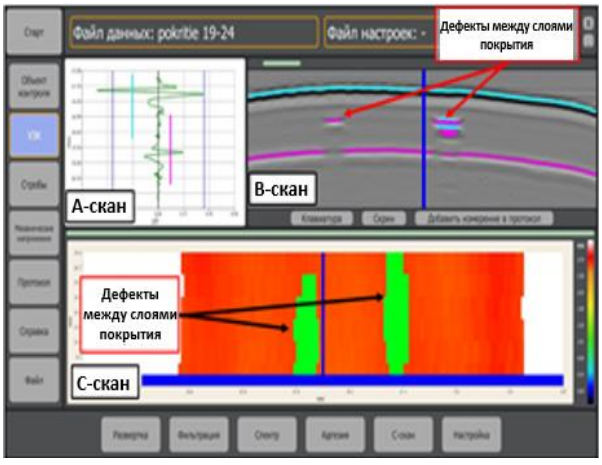


Рис. 2. Визуализация результатов контроля в виде A-, B-, C-сканов

Спектр практического применения лазерно-ультразвукового контроля в авиационной промышленности весьма широк и охватывает различные этапы жизненного цикла изделий. В частности, ультразвуковой метод с термооптической генерацией упругих колебаний демонстрирует высокую информативность при контроле качества паяных соединений, например, в элементах

трубопроводных систем, позволяя выявлять дефекты типа несплошностей (непропаи, трещины). Применительно к композиционным материалам, все более широко используемым в современном авиастроении, данный подход обеспечивает детектирование расслоений, непроклеев и других структурных дефектов. Важной областью применения является контроль напряженно-деформированного состояния деталей и узлов, как после различных технологических операций (механической обработки, сварки, пайки), так и в процессе штатной эксплуатации летательных аппаратов. Кроме того, метод применяется для контроля качества функциональных покрытий, включая измерение их толщины, оценку адгезионной прочности и выявление дефектов структуры [4].

3 Заключение

Перспективы развития лазерно-ультразвукового контроля включают создание роботизированных комплексов для автоматизированного сбора данных об элементах со сложной геометрией, совершенствование алгоритмов обработки измерительной информации с использованием алгоритмов машинного обучения для классификации дефектов и оценки остаточного ресурса. Разработка отраслевых стандартов и аттестованных методик измерений, а также интеграция с системами мониторинга технического состояния для предиктивной оценки эксплуатационной пригодности являются актуальными направлениями.

Таким образом, лазерно-ультразвуковой контроль, реализованный с помощью современных дефектоскопов, представляет собой средство измерения, позволяющее решать широкий круг задач по оценке и обеспечению заданных эксплуатационных характеристик авиационных изделий на всех стадиях их жизненного цикла.

Список использованных источников:

[1] Кинжагулов И.Ю., Быченок В.А. Методика лазерно-ультразвукового контроля качества изготовления паяных соединений // Приборостроение. – 2013. – Т. 56. – №5. – С.94–98.

[2] Мурашов В.В. Дефекты монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов и методы их обнаружения. // Контроль. Диагностика. – 2007. – № 4. – С. 23-32.

[3] Быченок В.А., Хижняк С.А., Алифанова И.Е., Беркутов И.В., Шкурупий В.А., Шмаков А.М. Исследование лазерно-ультразвукового метода контроля механических напряжений применительно к материалам из алюминиевых сплавов // Приборы. ¬– 2024. – №12. – С.39–43.

[4] Bychenok V.A., Khizhnyak S.A., Sorokin A.A., Simonenko A.G., Berkutov I.V., Alifanova I.E., Shmakov A.M., D'yachkovskii E.I. Ultrasonic Testing of Adhesion of Special Coatings. Russ Nondestruct Test 59, 839–846 (2023).

АВТОМАТИЗАЦИЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ СЛОЖНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ УЛЬТРАЗВУКОВЫМ И РЕНТГЕНОВСКИМ МЕТОДАМИ

А.Н. Рыков,к.т.н.[1], Е.Е. Муханов[1] , О.Н. Будадин, д.т.н.[1], В.А. Анискович д.т.н.[1],
[1]АО «ЦНИИ специального машиностроения» (г. Хотьково, Московской обл.)

Разработаны и сданы в промышленную эксплуатацию универсальные автоматизированные системы рентгеновского неразрушающего контроля и ультразвукового бесконтактного контроля сложнопрофильных среднегабаритных изделий из композиционных материалов. Экспериментальные исследования и первые результаты промышленной эксплуатации наглядно показали, что разработанные автоматизированные системы неразрушающего контроля и алгоритмы обработки информации обеспечивают заданную достоверность выявления дефектов в изделиях.

AUTOMATION OF NON-DESTRUCTIVE TESTING BY ULTRASONIC AND X-RAY METHODS OF COMPLEX STRUCTURES OF MATERIALS

A.N. Rykov[1], E.E. Mukhanov[1] ,O.N. Budadin[1], V.A. Aniskovich[1],
[1] JSC "Central Research Institute of Special Engineering" (Khotkovo, Moscow region)

Universal automated systems for X-ray non-destructive testing and ultrasonic non-contact control of complex, medium-sized products made of composite materials have been developed and put into commercial operation. Experimental studies and the first results of industrial operation have clearly shown that the developed automated non-destructive testing systems and information processing algorithms ensure a given reliability in detecting defects in products.

1 Введение

Повышение надежности эксплуатации сложных конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) невозможно без одновременного, а в ряде случаев, и опережающего развития технологий и аппаратуры неразрушающего контроля (НК) материалов.

Наиболее распространенным подходом к выявлению внутренних несплошностей (дефектов) в материале является сравнение характеристик физических полей до и после их взаимодействия с материалом [1], что реализуется в методах неразрушающего контроля.

В зависимости от вида излучения методы неразрушающего контроля подразделяются на ультразвуковые (акустические), рентгеновские, электромагнитные и др. [2-7]. Как показывает анализ и исследования методов неразрушающего контроля, перспективными и наиболее распространенными методами НК являются ультразвуковой бесконтактный метод контроля и рентгеновский неразрушающий контроль.

Увеличение программы выпуска изделий и высокие требования к их качеству приводит к необходимости повышения производительности контроля и создания новых методов обнаружения и идентификации внутренних дефектов. Это возможно только на основе автоматизации методов неразрушающего контроля. Этому также способствует быстрое развитие электроники, что принципиально важно для создания современной быстродействующей аппаратуры и вычислительной техники для реализации сложных алгоритмов и программ, электромеханического цифрового оборудования и т.п.

Автоматизированный контроль особенно актуален для изделий сложной формы, имеющих труднодоступные для контроля зоны, из материалов, имеющих большой разброс характеристик с точки зрения влияния на результаты взаимодействие с различными физическими полями. Связано это с тем, что только при неизменных условиях контроля в течении достаточно длительного времени (что практически трудно реализовать при ручном контроле) возможна реализация перспективных бесконтактных технологий контроля, постоянства условий контроля и сложных алгоритмов обработки информации для обеспечения необходимой достоверности контроля. При этом под постоянством условий контроля понимается автоматическое обеспечение перенастройкой сканирующей системы под различные конфигурации поверхности контролируемых изделий как в процессе контроля одного изделия, так и для различных изделий.

2 Теоретически и экспериментальные исследования

Для контроля среднегабаритных изделий из ПКМ сложной формы разработаны универсальные автоматизированные высокопроизводительные системы рентгеновского и ультразвукового

бесконтактного контроля [8,9], обеспечивающие высокую производительность контроля, достаточную для того, чтобы не сдерживать производственный цикл их изготовления.

Уникальность данных система заключается в следующем:

- адаптация систем контроля к изделиям с произвольной формой поверхности путем настройки ее алгоритмов по 3D – модели изделия либо исходя из критичности контроля тех или иных сечений изделия, закладываемых в систему управления;

- применение специальных алгоритмов обработки сигналов, обеспечивающих повышение помехозащищенности и обнаружения дефектов по адаптивным алгоритмам с заданной погрешностью;

- обеспечение автоматического контроля изделий со сложной формой поверхности с изменением режимов контроля;

- автоматизированный процесс регистрации выявленных дефектов на поверхности контролируемого изделия (для автоматизированной ультразвуковой системы контроля).

На рис. 1 приведена фотография автоматизированной системы ультразвукового бесконтактного неразрушающего контроля, а на рис. 2 - фотография системы автоматизированного рентгеновского неразрушающего контроля.

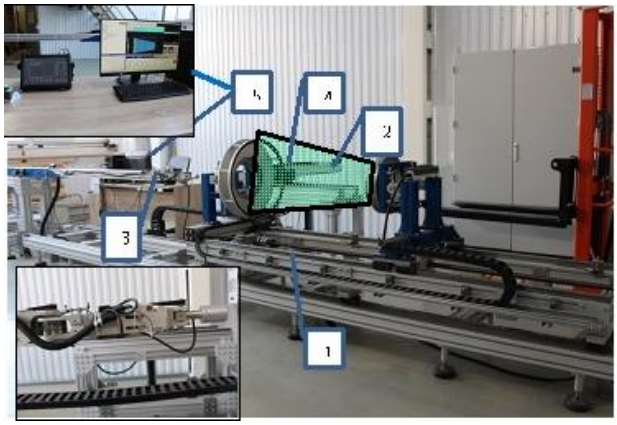


Рис. 1. Автоматизированная система бесконтактного ультразвукового неразрушающего контроля: 1- 5-и координатная сканирующая система, 2 – контур контролируемого изделия, 3 – адаптивный ультразвуковой бесконтактный преобразователь для внутренней поверхности изделия, 4 – адаптивный ультразвуковой бесконтактный преобразователь для наружной поверхности изделия, 5 – рабочее место оператора-дефектоскописта, включающее специализированный дефектоскоп и компьютерный пульт управления процессом контроля

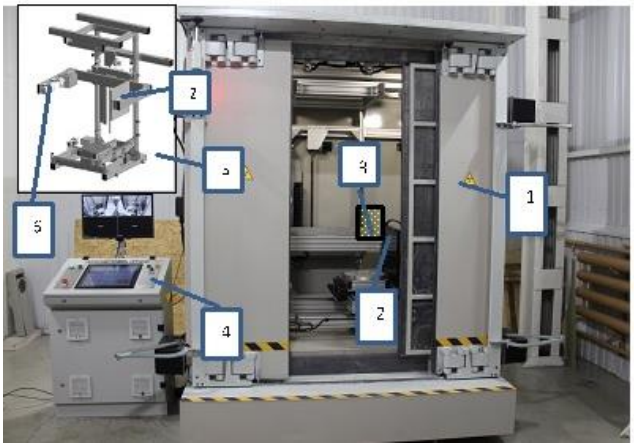


Рис. 2. Автоматизированная рентгеновская система неразрушающего контроля: 1 – радиационная защитная автоматическая камера, 2 – плоско-панельный детектор рентгеновского излучения, 3 – контур контролируемого изделия, 4 – выносной пульт управления, 5 – 5-ти координатная сканирующая автоматическая система, 6 – рентгеновская трубка

Для обнаружения дефектов в процессе автоматизированного контроля разработан специальный алгоритм, учитывающий возможные отличия акустических свойств материала изделия на его различных участках [8].

Достоверность результатов неразрушающего контроля ультразвуковым и рентгеновскими методами обеспечивается, во-первых, универсальностью и точностью позиционирования сканирующими системами информационных датчиков относительно контролируемого изделия; во-вторых, методическими аспектами процесса контроля и, в-третьих, специальным математическим и программным обеспечением [8,9].

Перед проведением контроля для обеспечения сканирования сложнопрофильного изделия в компьютерную систему «закладывается» его 3D-профиль (рис. 3) и режимы контроля по каждой зоне.

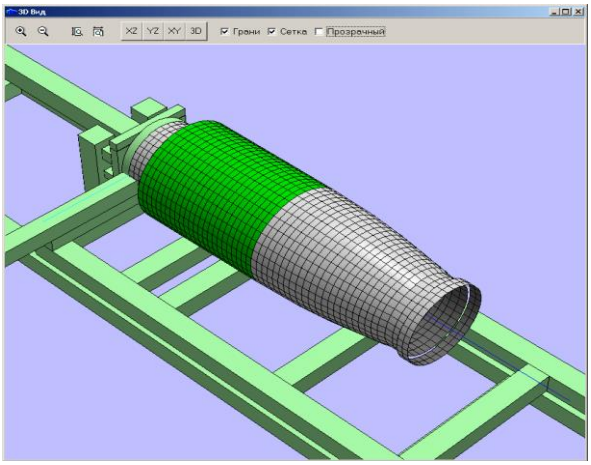


Рис. 3. 3D профиль (пример) контролируемого изделия с разбивкой на зоны контроля

Автоматизированная система рентгеновского контроля функционирует аналогичным образом. В программу управления сканированием, регистрации и предварительной обработки информации вводятся исходные данные: траектория сканирования, режимы контроля и др. Исходные данные определяются конструкцией изделия, характеристиками выявляемых дефектов и т.п.

На рис. 4 приведена, в качестве примера, дефектограмма контролируемого изделия.

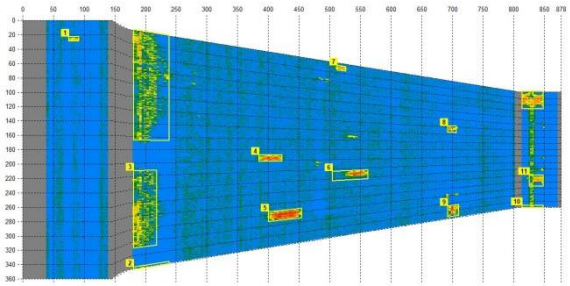


Рис. 4. Дефектограмма (пример) контролируемого изделия

4 Заключение

Разработаны и сданы в промышленную эксплуатацию универсальные автоматизированные системы рентгеновского неразрушающего контроля и ультразвукового бесконтактного контроля сложнопрофильных среднегабаритных изделий из композиционных материалов.

Экспериментальные исследования и первые результаты промышленной эксплуатации наглядно показали, что разработанные автоматизированные системы неразрушающего контроля и алгоритмы обработки информации обеспечивают заданную достоверность выявления дефектов в изделиях, при этом осуществляется:

- автоматическая адаптация систем контроля к изделиям с произвольной конструкции и формой поверхности путем ее настройки по 3D – модели изделия (автоматизированная бесконтактная система контроля), либо определением оптимальных сечений контроля (для рентгеновского контроля), закладываемых в систему управления, что позволяет значительно расширить номенклатуру контролируемых изделий без существенной доработки системы контроля;
- повышение помехозащищенности и обнаружение дефектов по адаптивным алгоритмам с заданной погрешностью с применением специальных алгоритмов обработки сигналов;
- автоматический контроль изделий со сложной формой поверхности с изменением режимов контроля;
- автоматизированная регистрации выявленных дефектов на поверхности контролируемого изделия.

Список использованных источников

[1] Будадин О.Н., Анискович В.А., Вагин В.П., Ташев В.П., Рыков А.Н., Козельская С.О., Кутюрин Ю.Г. К вопросу о методологии разработки технологий неразрушающего контроля на основе верификации их эффективности в квазиреальных условиях испытаний надежности эксплуатации композитных материалов и изделий. - Вопросы оборонной техники. Научно-технический сборник. Серия 15. Композитные неметаллические материалы в машиностроении, 2021, №2 (200), с. 43-50.

[2] Барынин В.А., Будадин О.Н., Кульков А.А. Современные технологии неразрушающего контроля конструкций из полимерных композиционных материалов. – М.: ИД «Спектр», 2013. – 243 с.: ил. и цв. вкл. 16 с. ISBN 978-5-4442-0035-3.

[3] Будадин О.Н., Вавилов В.П., Абрамова Е.В. Диагностика безопасности. Тепловой контроль / под общ. ред. акад. РАН В.В. Клюева. М.: ИД «Спектр», 2011. 171 с.

[4] Гусев Б.В., Федотов М.Ю., Лещенко В.В., Лепихин А.М., Махутов Н.А., Будадин О.Н. Неразрушающий контроль морских подводных трубопроводов и расчетное обоснование их безопасности по критериям риска. - Химическое и нефтехимическое машиностроение. 1022. №9.с.33-38.ISSN 0023-1126.

[5] Беловолов М.И., Беловолов М.М., Семенов С.Л., Будадин О.Н., Козельская С.О., Кутюрин Ю.Г. Разработка волоконно-оптических датчиков контроля технических характеристик и оценки работоспособности композитных узлов изделий авиационной и ракетно-космической техники

(Обзор). - Конструкции из композиционных материалов. – Выпуск 3 (159), 2020, с. 45-53.

[6] Патент № 2505800 C2 Российская Федерация, МПК G01N 23/04. Способ рентгеновской томографии и устройство для его осуществления : № 2012119065/28 : заявл. 10.05.2012 : опубл. 27.01.2014 / В. И. Сырямкин, А. Ш. Буреев, А. В. Васильев [и др.] ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет» (ТГУ). – EDN NETGVB.

[7] Патент № 2745304 C1 Российская Федерация, МПК G01N 23/04. Способ рентгеновской томографии и устройство для его осуществления: № 2020133674 : заявл. 14.10.2020 : опубл. 23.03.2021 / В. И. Сырямкин, С. А. Клестов, С. Б. Сунцов ; заявитель Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет». – EDN KAWJSX.

[8] Пат. 2812233 РФ, G01N 25/72. Способ автоматизированного неразрушающего контроля качества изделий сложной конструкции и устройство для его осуществления/ О.Н. Будадин, В.А. Анискович, В.В. Борисенко, А.С. Богачев – 2023111360; заявл. 03.05.2023; опубл.25.01.2024; бюл. № 3.

[9] Пат. 2815195 РФ, G01N 23/18 (2006.01), (2023.08). Способ автоматизированного рентгеновского контроля изделий сложной формы и устройство для его осуществления/ Будадин О.Н., Анискович В.А., Борисенко В.В., Богачев А.С. - 2023121072/28(046071); заявл. 11.08.2023г.; опубл. 12.03.2024г. Бюл. №4.

[10] Патент РФ 2666158. Способ неразрушающего контроля качества изделий./ Шишкин С.Р., Архипенко О.А., Уланов А.С., Будадин О.Н., Рыков А.Н., Бекаревич А.А.// Опубл. 06.09.2018г. бюл. №2. Решение от 20.06.2017г. о выдаче патента на изобретение по заявке № 2015111485 от 31.03.2015г.

КАЛИБРОВКА ВБР ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ДЕФОРМАЦИЙ В ИЗМЕНЯЮЩИХСЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ УСЛОВИЯХ

А.А. Склезнев, д.т.н.[1], В.Ю. Кутюрин[2], А.Н. Рыков, к.т.н.[3],
[1] АО «ЦПР», г. Хотьково
[2] АО «АРМОКОМ», г. Хотьково
[3]АО «ЦНИИСМ», г. Хотьково

Предложен способ калибровки волоконно-оптических датчиков на основе брэгговских решёток (ВБР), используемых в качестве датчиков деформации при интегрировании их в материал конструкции из композитов. Показано, что калибровка должна осуществляться в два этапа с целью выделения деформационной компоненты, обусловленной термооптическим коэффициентом чувствительности материала световода. Представлен пример проведения калибровки с использованием дилатометра, имеющего оптическую систему контроля за смещением реперных точек в процессе нагрева образца при защемлении областей световода по обе стороны брэгговской решётки.

VBR CALIBRATION FOR MEASURING DEFORMATIONS UNDER CHANGING TEMPERATURE CONDITIONS

A.A. Skleznev, Doctor of Technical Sciences[1], V.Y. Kutyurin[2], A.N. Rykov, Candidate of Technical Sciences[3]
[1] JSC "CPR", Khotkovo, [2]«ARMOCOM» JSC, Khotkovo, [3]JSC "TSNIISM", Khotkovo

A method has been proposed for calibrating fiber-optic sensors based on Bragg gratings (CBR) used as strain sensors when integrated into a composite construction material. It is shown that calibration should be carried out in two stages in order to isolate the deformation component due to the thermo-optical sensitivity coefficient of the fiber optic material. An example of calibration using a dilatometer with an optical control system for the displacement of reference points during sample heating when pinching the areas of the fiber on both sides of the Bragg grating is presented.

1 Введение

В авиационно-космической отрасли в настоящее время широко распространено применение полимерных композиционных материалов (КМ), обеспечивающих высокий уровень прочности и надёжности конструкций из них в сочетании со значительным выигрышем в весе по сравнению с металлическими конструкциями. Расширение области применения КМ в промышленности привело к необходимости контроля сохранения работоспособности конструкций в процессе испытаний и эксплуатации, оценки их надёжности. В настоящее времядля контроля конструкций из КМ всё более широкое применение находят датчики деформации и температуры, реализованные на оптических волокнах (ВОД), в частности, датчики на основе волоконных брэгговских решёток (ВБР), которые могут быть интегрированы непосредственно в материал конструкции [1,2].

2 Эксперимент

В основу измерения деформации и температуры положено изменение длины волны ВБР под действием вышеуказанных факторов, и поскольку оба фактора могут действовать одновременно, возникает необходимость их разделения. Что касается непосредственно измерения температуры, в настоящее время существует достаточно много инженерных решений для выделения информации от ВБР только по температуре, в частности, изоляция Брэгговской решётки от воздействия механической деформации путём размещения ВБР в металлическом капилляре. Не вызывает трудностей предварительная калибровка ВБР путём экспериментального определения зависимости длины волны ВБР от температуры, при этом точность определения температуры будет определяться точностью поддержания и измерения температуры в устройстве, в котором осуществляется калибровка, и может реально достигать ±0,1°C.

Следует иметь ввиду, что в диапазоне температур -50°C - +70°C зависимость длины волны ВБР, выполненной на кварцевом световоде, от температуры является существенно нелинейной [3], что обусловлено в основном нелинейной зависимостью эффективного коэффициента преломления кварца от температуры. Вне указанного диапазона зависимость длины волны от температуры принято считать линейной с погрешностью не более 1% от измеряемой величины.

Таким образом, возникает задача разделения информации о температуре и деформации в процессе механического нагружения изделия с одновременным

его нагревом. Нагрев может быть инициирован как искусственно в процессе испытаний или эксплуатации, так и может являться сопутствующим техническим фактором, например, в процессе работы двигателя или суточных (сезонных) перепадов температуры.

Основной трудностью при калибровке датчика деформации является учёт влияния температуры на показания датчика, так как зависимость показаний ВБР от температуры, как сказано выше, является существенно нелинейной. Одним из способов определения деформации в КМ является простой расчёт по широко распространенной (известной) формуле [4]:

$$\varepsilon=\Delta\lambda_{FBG}/\ \lambda_{FBG}\ /K$$

где: ε – относительная деформация, микрострейн (με). (1 με = 0.0001%)

$\Delta\lambda_{FBG}$– изменение длины волны ВБР, нм;

λ_{FBG}– длина волны ВБР, нм;

K=0,78 – коэффициент, учитывающий физические свойства оптического волокна (световода) на основе кварца.

Коэффициент К получен в результате решения задачи об изменении отношения $\Delta\lambda_{FBG}/\ \lambda_{FBG}$ в результате одноосной деформации и определяется по формуле [5]:

$K=1-(n^2_{eff}/2)*[p_{12}-\nu*(p_{11}+p_{12})]$

где: n_{eff}^2– квадрат эффективного коэффициента преломления сердцевины световода,

ν – коэффициент Пуассона кварцевого волокна,

p_{11}, p_{12}– коэффициенты упругого оптического тензора кварца.

Недостатком расчёта является тот факт, что более поздние исследования [6,7] показали большие вариации К (0,75…0,86), что подтверждается в том числе исследованиями, проведенными авторами. Таким образом изначально закладывается погрешность измерения деформации в пределах 15%. Вариации К обусловлены как неточностью выбора коэффициента Пуассона (в разных работах ν =0,16…0,17), так и ошибкой определения n_{eff}, в том числе связанного с химическим составом световода вследствие его легирования различными материалами (германий, фосфор, сурьма и т.п.). Наличие указанных источников погрешности предполагает необходимость практического измерения К, исключающего неточности знаний о компонентах расчёта. На практике обычно пользуются коэффициентом деформационной чувствительности k_ε, который показывает величину изменения длины волны, соответствующую деформации в 1με.

Следует отметить тот факт, что при монтаже ВБР как на поверхности контролируемого объекта, так и внутри материала, может возникать эффект «проскальзывания» световода относительно полимерной защитной оболочки [7,8], что необходимо учитывать при калибровке ВБР по деформации в изменяющихся температурных условиях. Погрешность определения деформации в зависимости от способа монтажа ВБР (приклеивание снаружи объекта или интегрирование внутри КМ) при одноосной деформации не превышает 1,5% [9].

Известными способами являются калибровка с использованием подвешенных грузов или размещение оптического волокна в специальном механическом трансляторе с последующим микрометрическим измерением удлинения. При этом во втором случае предусмотрена возможность нагрева оптического волокна до 200 °C [10].

Такие способы калибровки имеют существенный недостаток, заключающийся в проскальзывании кварцевого волокна относительно полимерной оболочки между точками крепления волокна в измерительном устройстве, что уменьшает деформационную чувствительность ВБР на неопределённую величину, влияющую на результат измерения, о чём авторы [7] сообщали ранее.

Для проведения эксперимента был выбран световод марки SMF-28e наружным диаметром, включая полимерное покрытие, 125 микрометров. Центральная длина волны ВБР на световоде составляла 1560,2 ± 0,05 нм. Физическая длина ВБР – 8 мм. После калибровки по температуре световод был наклеен цианакрилатным клеем в двух точках на пластину из меди марки М1 таким образом, чтобы зоны приклейки располагались с двух противолежащих сторон от брэгговской решётки, а сама решётка не приклеивалась, а свободно контактировала с медной пластиной. Таким образом было соблюдено условие одноосности нагружения при растяжении, пренебрегая радиальной деформацией в силу малости коэффициента Пуассона кварца (ν). Расстояние между точками приклейки было выбрано с расчётом обеспечения визуализации смещения точек поверхности волокна и реперных точек на медной пластине при размещении пластины с приклеенным световодом в дилатометре. На рис. 1 приведена зависимость показаний ВБР от температуры в дилатометре для волокна с акрилатным покрытием.

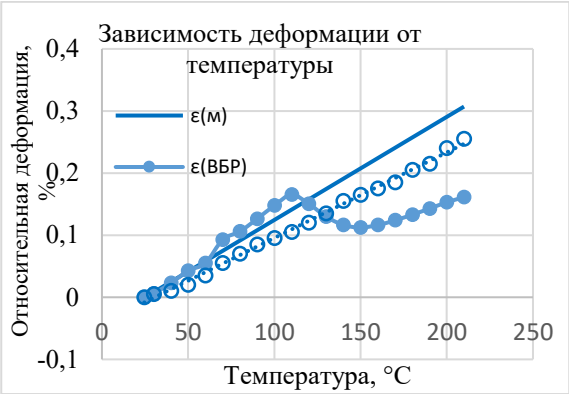


Рис. 1. Зависимость показаний ВБР от температуры в дилатометре

Сплошная линия (εм) построена на основе теоретической зависимости деформации медной пластины от температуры, зависимость ε(мфакт) - фактически измеренная зависимость деформации медной пластины от температуры по показаниям дилатометра, кривая ε(ВБР) – деформация, регистрируемая ВБР без коррекции по температуре с предварительно подобранным коэффициентом k_ε с таким расчётом, чтобы регистрируемая ВБР деформация при температуре +50°С совпадала с расчётной деформацией медной пластины (εм = 0,043% при +50°С). В этом случае полученный деформационный коэффициент для ВБР k_ε=0,75ppm/με, что хорошо согласуется с величиной k_ε, полученной другими авторами [3,7,10].

Существенное отклонение от прямолинейности кривой ε(ВБР) вызвано тем, что не учтена температурная поправка. Кроме того, при температуре примерно +120°С, что соответствует значениям из химических справочников, происходит расплавление и последующая деструкция оболочки из акрилата. Этот процесс уменьшает когезионную связь оболочки с кварцевым волокном и приводит к эффекту проскальзывания волокна относительно оболочки.

Аналогичный эксперимент был проведен для ВБР, расположенной на кварцевом волокне с полиимидным покрытием. На рис.2 приведен график изменения регистрируемой обеими ВБР деформации от температуры. В данном конкретном случае была учтена температурная поправка по результатам предварительной калибровки ВБР по температуре. При этом поправка вводилась в виде полинома третьей степени, что обеспечивало погрешность измерения температуры не более ± 1,5°С.

Проверка точности определения деформаций проводилась путём сравнения величины деформации, полученной от ВБР, с деформацией медной пластины при одноосном растяжении в испытательной машине как при нормальной температуре (+24°С), так и в диапазоне температур +50°С - +120°С.

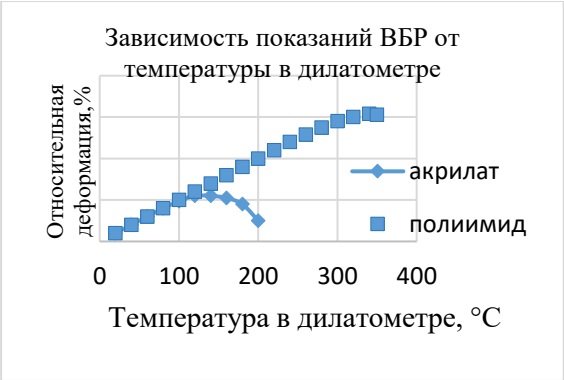


Рис. 2. График изменения регистрируемой обеими ВБР деформации от температуры.

3 Заключение

Предложен метод калибровки датчиков деформации на основе ВБР, отличающийся от стандартных, описанных выше методов тем, что в процессе калибровки учитываются неточности определения входящих в формулу компонент, так как мы получаем на практике точное соотношение между деформацией для известного материала и деформацией конкретной ВБР. Что касается способа приклеивания ВБР к эталонной пластине, был выбран цианокрилатный клей определённой марки, обеспечивающий прочность сцепления оптического волокна с эталонной пластиной и допускающий последующий смыв клея растворителем, безопасным как с медицинской точки зрения, так и с точки зрения пожарной безопасности, а именно – диметилсульфоксид. Что касается выбора эталона для сравнения, могут быть выбраны и другие материалы с достаточно большим, сравнимым с медью, КЛТР, например, некоторые виды нержавеющей стали.

Список использованных источников

[1] Рузаков И.А. Мониторинг деформированного состояния элементов конструкции из ПКМ на основе волоконно-оптических датчиков (обзор) // Труды ВИАМ. 2019. Т. 76, № 4. С. 88-98.

[2] Зуев М.А., Махсидов В.В., Федотов М.Ю., Шиенок А.М. К вопросу об интеграции оптоволокна в ПКМ и измерении деформации материала с помощью волоконных брэгговских решеток // Механика композиционных материалов и конструкций. 2014. Т. 20. № 4. С. 568—574.

[3] Анискович В.А. и др. «Определение температурной чувствительности сенсоров на основе ВБР // Контроль. Диагностика. 2022. Т. 25, № 5. С. 26 – 33.

[4] Каблов Е.Н. и др. «Способ измерения деформации конструкции из композиционного материала». RU 2427795 от 13.02.2009, БИ №24 от 27.08.2011.

[5] Каблов Е.Н. и др., «Применение оптического волокна в качестве датчиков деформации в полимерных композиционных материалах», Энциклопедический справочник «Все материалы», №3, 2010, с.10-15.

[6] Михайловский К.В., Базанов М.А.. «Измерение остаточных технологических деформаций в углепластике путём внедрения в него волоконных брэгговских решеток". "Конструкции из композиционных материалов», № 2, 2016, с.54-58.

[7] Федотов М.Ю. «Развитие технологии оптического контроля конструкций из ПКМ волоконно-оптическими датчиками». Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, Москва – 2019 г.

[8] A.Y. Fedorova, N.A. Koshelevaa, V.P. Matveenkoa, G.S. Serovaeva.«Strain measurement and stress analysis in the vicinity of a fiber Bragg grating sensor embedded in a composite material». Composite Structures, 239 (2020) 111844.

[9] Valerii Matveenko, Natalia Kosheleva, Grigorii Serovaev «Damage detection in materials based on strain measurements». ActaMech 232, 1841-1851 (2021).

[10] Федотов М.Ю., Васильев С.А. «Методические аспекты оценки чувствительности волоконных Брэгговских решеток к механическому и тепловому воздействиям для систем оптического контроля полимерных композитов». Контроль. Диагностика.2023. Т.26. №12.с.13-23. DOI:10.14489/td2023.12.pp013-023.

АКТУАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ ЗАКАЗЧИКОВ И ОПЫТ В РЕАЛИЗАЦИИ ДИНАМОМЕТРИЧЕСКИХ СТЕНДОВ С РОССИЙСКОЙ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ С УЧЁТОМ СОВРЕМЕННЫХ ТЕНДЕНЦИЙ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Е.С. Иванов, О.В. Морев, А.Ю. Зеленский, Д. Пяташева
ООО «БЛМ Синержи», Москва,
e-mail: test@blms.ru

Доклад включает описание актуальных решений, связанных с динамометрическими стендами, предназначенными для проведения испытаний в соответствии с требованиями Заказчиков

CURRENT CUSTOMER REQUIREMENTS AND EXPERIENCE IN THE IMPLEMENTATION OF DYNAMOMETER STANDS WITH A RUSSIAN CONTROL SYSTEM, TAKING INTO ACCOUNT CURRENT TRENDS IN THE ENGINE INDUSTRY

E.S. Ivanov, O.V. Morev, A.Y. Zelenskiy, D. Pyatasheva
LLC «BLM Synergy», Moscow, Russia
e-mail: test@blms.ru

The report includes a description of current solutions related to dynamometer stands designed for testing in accordance with the customer requirements.

1 Введение

Испытания авиационных двигателей играют ключевую роль в обеспечении безопасности, производительности и долгосрочной безаварийной эксплуатации авиационных силовых установок. Они являются важным этапом проверки целостности конструкции, выявления скрытых дефектов и поддержания летной годности двигателей на протяжении всего срока эксплуатации. Благодаря воспроизведению реальных условий полета в контролируемой среде испытания не только обеспечивают соответствие нормативным требованиям, но и повышают эффективность, долговечность и управляемость двигателя.

2 Актуальность в условиях санкционного давления

Авиаперевозки являются одним из самых безопасных видов транспорта, во многом благодаря строгим правилам, применяемым такими органами, как Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация).

Требования Росавиации распространяются на плановое техническое обслуживание, замену компонентов, инспекцию и сертификацию, чтобы гарантировать, что системы самолета, особенно двигатели, будут работать должным образом.

Основополагающим этапом является техническое обслуживание, стендовые испытания, ремонт и модернизация, которые обеспечивают функционирование каждого элемента конструкции воздушного судна в пределах эксплуатационных характеристик и безопасности.

В настоящее время большинство испытательных центров и конструкторских бюро авиационной промышленности, а также предприятия двигателестроения оснащены испытательным оборудованием американского и европейского производства, гарантийное обслуживание которого прекращено. Данное оборудование требует постоянной замены комплектующих, доступ к которым в настоящее время ограничен. Это оказывает влияние на возможность проведения и качество испытаний, которые критически важны для авиационной отрасли.

3 Реализация динамометрических стендов с учётом требований Заказчиков

- Установки для тестирования авиационных двигателей для сертифицированных мастерских по техническому обслуживанию

Рис. 1. Пример установки для тестирования авиационных двигателей

Рис. 2. Пример установки для тестирования авиационных двигателей с российской системой управления

Специализированный гидравлический динамометр с двусторонним регулированием давления

Для испытаний авиационных двигателей Pratt & Whitney оснащен всем необходимым для проведения двунаправленных испытаний с высоким крутящим моментом и скоростью вращения, поддерживает передовые протоколы технического обслуживания и квалификации.

Рис. 3. Пример установки для тестирования авиационных двигателей

- Стенд для испытаний газотурбинного стартерного двигателя

Испытательный стенд для Центра исследований и проектирования двигателей HAL - Aero Engine (AERDC) в Бангалоре для оценки и подтверждения работоспособности малых газотурбинных стартерных двигателей. Полностью автономная система была разработана для воспроизведения реальных условий запуска и контроля параметров тестирования.

4 Заключение

Предлагаемые комплексные решения для оснащения испытательных центров, конструкторских бюро и предприятий двигателестроения позволяют проводить промышленные и исследовательские испытания в соответствии с актуальными задачами Заказчиков.

ПОВЫШЕНИЕ ИЗБЫТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ СУФЛИРОВАНИЯ МНОГОВАЛЬНОГО ГТД

О.А. Гришанов
ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара

Под избыточностью понимают отношение предельно допустимого массового расхода воздуха через систему суфлирования к фактически существующему расходу. В результате проведенной серии испытаний трёхвального ДТРДФ отработана оценка запаса пропускной способности системы суфлирования масляных полостей и выполнены мероприятия по её повышению. Технология испытания легла в основу создания отраслевых методических указаний МУ1.1.189-89.

INCREASE IN REDUNDANCY OF THE MULTI SHAFT GTE VENTING SYSTEM

O. A. Grishanov
PJSC United Engine Corporation “Kuznetsov”, Samara, Russia.

Redundancy is understood as the ratio of the maximum allowable mass air flow thorough the vent system to the actual flow rate. As a result of the conducted series tests of the three-shaft GTE, assessment of the reserve capacity of the oil cavity venting system was worked out and measures were taken to increase it. The testing technology formed the basis for the creation of the industry guidelines MU1.1. 189-89.

1 Введение

Как известно, система суфлирования масляных полостей ГТД предназначена для непрерывного отвода воздуха наддува, поступающего через уплотнения валов в масляные полости, в область с меньшим уровнем давления. За счёт этого течения на уплотнениях поддерживается необходимый перепад давления и осуществляется удерживание масла в полости. Отводимый воздух захватывает с собой масло, подаваемое форсунками на узлы трения, создавая при этом двухфазную смесь различной концентрации. Во избежание значительных эксплуатационных потерь масла из двигателя фазы образовавшейся смеси необходимо разделить, возвратив масло в циркуляционный контур. С этой целью в системе суфлирования обязательным элементом служит приводной центробежный сепаратор (суфлёр).

В 70-е годы прошлого века в начале опытной эксплуатации трёхвального авиационного ГТД марки НК выявились трудности со стабильной работой контактных уплотнений опор компрессора, приводивших к росту давления в данных полостях и выбросу масла через предохранительный клапан маслобака [1]. Потеря масла приводила к выключению двигателя в полёте.

Работа над дефектом велась как в направлении повышения надёжности уплотнений, так и в снижении до минимума последствий воздействия указанных нарушений на работу двигателя. С целью последнего был выполнен широкий ряд исследований по повышению пропускной способности системы суфлирования опор компрессора. О важном значении решаемой задачи говорит факт, что на полноразмерном двигателе на стенде были испытаны 26 компоновок трубопроводной обвязки с опорами и агрегатами.

2 Особенности методики определения избыточности системы суфлирования

Обеспечение необходимой пропускной способности системы суфлирования тесно связано с выбором её рационального схемного решения. Разработанная система требует экспериментальной проверки характеристик, в том числе определения запасов пропускной способности (избыточности) [2]. Методической основой таких испытаний является подача дополнительного воздуха в полость опоры. Отработанная технология испытания легла в основу отраслевых методических указаний МУ1.1.189-89 по определению избыточности систем суфлирования масляных полостей.

Под избыточностью понимают отношение предельно допустимого массового расхода воздуха через систему суфлирования к расходу через максимально изношенные уплотнения. Согласно методике, вначале измеряют базовый расход воздуха через систему суфлирования в диапазоне рабочих режимов двигателя. Затем мерное устройство, чтобы не искажать величину пропускной способности, демонтируют, а в масляную полость опоры подают измеряемый расход воздуха от стенда. Таким образом, расход воздуха через суфлёр представляет собой сумму базового расхода и дополнительно поданного расхода воздуха. В соответствии с ОСТ 1 10969

избыточность для лабиринтных уплотнений должна составлять не менее 1,5, а для контактных – не менее 2,5.

Схема исследуемой на избыточность системы суфлирования с подсоединёнными участками измерения расхода воздуха в качестве примера приведена на рис. 1.

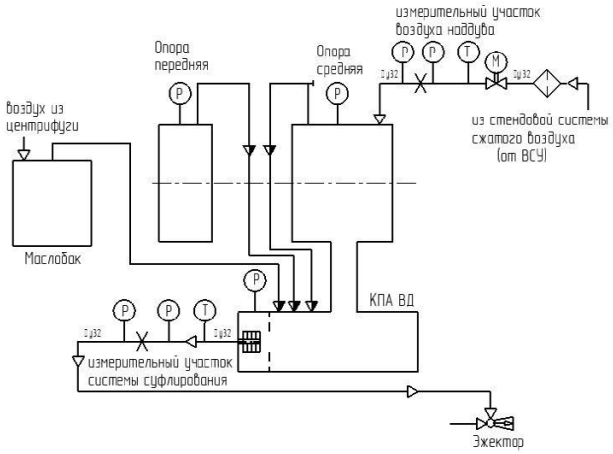


Рис. 1. Схема препарирования системы суфлирования опор компрессора опытного ДТРД

3 Проведенные предварительные исследования

Для определения наиболее эффективных мероприятий по увеличению запасов пропускной способности системы суфлирования в период доводки двигателя были проведены стендовые испытания с подачей дополнительного воздуха в масляную полость. Мероприятия включали: установку рабочего колеса в 1,5 раза большей ширины, увеличение производительности эжектора, а также установку предельного клапана, предназначенного для сброса воздуха за борт в случае повышения давления за суфлёром свыше 0,2 кгс/см^2.

Останавливаясь на последнем, следует отметить, что дополнительный канал суфлирования не работает при нормальном расходе воздуха в системе и не влияет на параметры масляной системы, но в случае раскрытия одного из уплотнений позволяет существенно увеличить пропускную способность. системы суфлирования. В отличие от клапана маслобака предельный клапан выпускает уже очищенный от масла воздух и не может существенно ухудшить показатели эксплуатационного расхода масла.

Установка более производительного эжектора увеличила разрежение в опорах при нормальной работе уплотнений. Чтобы обеспечить устойчивую работу откачивающих насосов потребовалось ограничить это разрежение. Так в магистрали за суфлёром был установлен вакуумный клапан, настроенный на давление открытия ниже минус $0{,}2^{+0{,}1}$ кгс/см^2.

Предложенные по результатам испытания мероприятия были реализованы на серийном трёхвальном ДТРД. Схема такой системы суфлирования приведена на рис. 2.

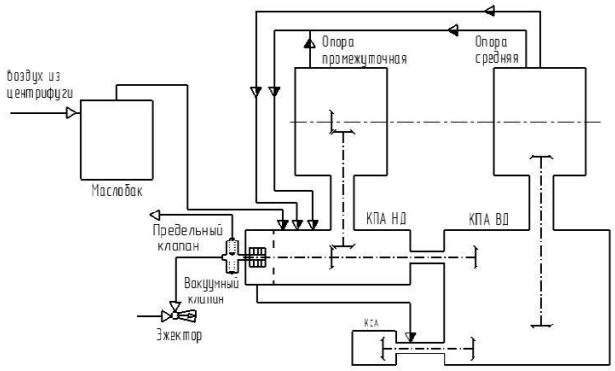


Рис. 2. Схема системы суфлирования опор компрессора серийного ДТРД с мероприятиями.

4 Заключение

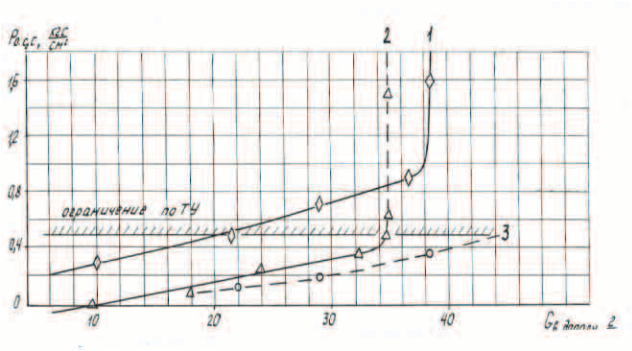
В результате проведенной серии испытаний отработана оценка запаса пропускной способности системы суфлирования масляных полостей. Проверка большого количества компоновок системы суфлирования опор компрессора трёхвального авиационного ГТД марки НК и нескольких вариантов конструкции суфлёра позволила выбрать наиболее эффективные мероприятия по повышению пропускной способности [3].

Подача дополнительного количества масла в опору заметно снижает пропускную способность суфлёра и системы суфлирования [4, 5, 6], поэтому наиболее действенным мероприятием по обеспечению требуемой избыточности является введение откачки масла из полости суфлёра.

Поскольку при этом увеличивается вес агрегата, данное мероприятие следует применять, когда ограничены возможности изменения компоновки коробки приводов (при размещении суфлёра в ней) и исчерпаны все прочие возможности добиться снижении концентрации масла в зоне рабочего колеса суфлёра за счёт оптимизации компоновки близлежащих полостей и обвязки опор трубопроводами суфлирования. В этом случае целесообразно рассмотреть введение в систему суфлирования предельного клапана на выходе воздуха из суфлёра. Прибавка расхода воздуха через систему суфлирования при испытании в зависимости от настройки предельного клапана составила от 20 до 45 г/с.

На рис. 3 показаны результаты определения пропускной способности системы суфлирования в

штатной компоновке, с исследованием одного из вариантов мероприятий и с применением откачивающего насоса.



1 – штатное суфлирование; 2 – слив отделённого масла в КСА; 3 – суфлёр с откачкой масла

Рис. 3 Влияние эффективности эвакуации масла из полости суфлёра на давление в системе

Список использованных источников

[1] Трянов А.Е., Особенности конструкции узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок. Учебное пособие СГАУ, Самара, 2011г. 202 с.

[2] Экспериментальное исследование пропускной способности системы суфлирования опор компрессора двигателя НК-86. Технический отчёт ОАО «СНТК им. ак. Н.Д. Кузнецова» № 001.11422, 14 л., 1992 г.

[3] Об увеличении пропускной способности объединённой системы суфлирования опор компрессора изделия «Е» Техническая справка 001.6587 предприятия п/я Р-6639, 17.л., 1982 г.

[4] Уоллис Г., Одномерные двухфазные течения. М., Изд-во «Мир», 1972 г.

[5] Мамаев В.А. и др. Гидродинамика газо-жидкостных смесей в трубах. М., Изд-во «Недра»,
1969 г.

[6] Дейч М.Е. Филиппов Г.А. Газодинамика двухфазных сред М., «Энергия» 1968 г.

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ ИСПЫТАНИЙ ТУРБИННЫХ ЛОПАТОК НА УСТАЛОСТЬ

С.С. Назимов[1], Е.В. Сатарова[1], У.Ф. Фейзханов[1]
[1] Общество с ограниченной ответственностью
«Электронные технологии и метрологические системы», Москва

Представлены результаты оптимизации методики усталостных испытаний турбинных лопаток. Внедрены встроенная динамическая тарировка, бесконтактный видеоконтроль и расширенные диагностические критерии. Это позволит сократить продолжительность испытаний, минимизировать количество образцов и повысить достоверность результатов. Для решения метрологической проблемы предложено создание локальной поверочной схемы для тензорезисторов в динамике. Результаты работы могут стать основой для совершенствования нормативной базы.

OPTIMIZATION OF THE FATIGUE TESTING METHODOLOGY FOR TURBINE BLADES

S.S. Nazimov[1], E.V. Satarova[1], U.F. Feyzkhanov[1]
[1] LLC Electronic Technologies and Metrological Systems, Moscow, Russia

Results of optimizing the methodology for fatigue testing of turbine blades are presented. Built-in dynamic sample calibration, non-contact video monitoring of displacements, and an extended set of diagnostic criteria, including decay analysis, were implemented. This comprehensive approach significantly reduced testing time, minimized the number of required samples, and improved result reliability. A solution to the fundamental metrological problem—the discrepancy between static verification conditions and dynamic measurements—is proposed through developing a local verification scheme for strain gauges and amplifier apparatus in dynamic mode.

1

Введение

Испытания на усталость являются одним из наиболее ответственных этапов в жизненном цикле газотурбинных двигателей. Именно на этом этапе определяется реальный ресурс критически нагруженных деталей, таких как рабочие лопатки турбин. Традиционные методики испытаний отличаются высокой ресурсоёмкостью: они требуют большого числа образцов, длительного времени проведения и дорогостоящего измерительного оборудования [1]. Сложность заключается в том, что момент зарождения трещины часто фиксируется с запаздыванием, а точность измерений ограничивается метрологическими характеристиками применяемых датчиков. В условиях необходимости ускоренной доводки новых конструкций и повышения надёжности двигателей актуальной задачей становится оптимизация методики испытаний — с учётом как технических, так и метрологических факторов [2].

Целью настоящей работы является комплексная оптимизация методики усталостных испытаний турбинных лопаток, включающая разработку подходов к метрологической прослеживаемости в динамике, автоматизацию динамической тарировки образца и внедрение многоканального контроля параметров, включая бесконтактные методы регистрации перемещения.

2 Особенности реализации

Ключевым ограничением традиционных методик остаётся несоответствие между статическими условиями поверки измерительного тракта и его динамической работой. Для компенсации возникающих систематических погрешностей лаборатории вынуждены проводить индивидуальную градуировку измерительной аппаратуры, что требует времени и усложняет подготовку стенда.

Дополнительной проблемой является отсутствие регламентированных требований к динамическим характеристикам усилительной и регистрирующей

аппаратуры для динамического тензометрирования. Поверка в статике не позволяет учесть реальные амплитудно-частотные и фазо-частотные характеристики, а также уровень собственных шумов, которые напрямую влияют на точность регистрации динамических процессов.

Решением данной проблемы может стать внедрение локальной поверочной схемы, охватывающей весь измерительный тракт распределения напряжений (деформации). Её реализация позволит стандартизировать требования к динамическим характеристикам аппаратуры, исключить необходимость индивидуальной градуировки для каждого стенда, сократить число испытуемых образцов за счёт повышения исходной точности измерений и уменьшить продолжительность цикла испытаний.

Другим важным направлением оптимизации стала автоматизация динамической тарировки исследуемого образца: построение графика зависимости между амплитудой перемещения одного сечения лопатки и амплитудой напряжения на контрольном тензорезисторе. [3] Если ранее эта операция выполнялась как отдельная процедура с привлечением дополнительного оборудования, то в модернизированной системе реализован встроенный программный модуль, позволяющий проводить тарировку в автоматическом режиме прямо в процессе испытаний.

Такой подход исключает отдельный этап подготовки, сокращает общее время цикла и обеспечивает непрерывный контроль динамических характеристик образца в реальном времени. В отличие от предыдущих поколений испытательных стендов, где встроенная функция динамической тарировки отсутствовала, новая система позволяет повысить оперативность и воспроизводимость результатов.

Для повышения достоверности диагностики внедрён комплексный подход, сочетающий несколько каналов контроля:

- контроль воспроизводимого толкающего усилия по датчику тока;
- контроль напряженно-деформированного состояния по тензорезисторным и пьезоэлектрическим датчикам деформации;
- контроль размаха перемещения лопатки по оптическим датчикам перемещения [3].

Важнейшим дополнением стал анализ логарифмического декремента колебаний, который позволяет фиксировать начальные изменения динамических характеристик образца на более ранних стадиях, чем традиционный сдвиг резонансной частоты. Это существенно повышает вероятность своевременного обнаружения признаков разрушения.

Дополнительно интегрирована система бесконтактного видеоконтроля, синхронизированная с возбуждением колебаний. Её задача заключается в точном измерении перемещений поверхности исследуемого образца без использования контактных датчиков. Такой подход обеспечивает независимую верификацию результатов, снижает риск влияния измерительных элементов на поведение конструкции и повышает общую точность диагностики.

3 Практическая значимость

Применение оптимизированной методики усталостных испытаний показало значительные преимущества. Существенно сокращается время проведения испытаний благодаря автоматизации динамической тарировки и использованию логарифмического декремента колебаний как дополнительного диагностического параметра. Снижаются затраты за счёт уменьшения количества требуемых образцов и упрощения процедур подготовки измерительного комплекса. Повышается достоверность данных за счёт многоканального контроля и метрологически обоснованного тензоизмерительного тракта.

Всё это в совокупности ускоряет процесс доводки новых конструкций лопаток, что имеет ключевое значение для авиационной и энергетической промышленности, где сроки разработки напрямую влияют на конкурентоспособность.

4 Заключение

В работе показано, что комплексная оптимизация методики испытаний турбинных лопаток на усталость позволяет достичь качественно нового уровня эффективности. Внедрение встроенного модуля динамической тарировки, интеграция бесконтактного видеоконтроля и расширение набора диагностических критериев обеспечивают как сокращение продолжительности испытаний, так и повышение точности фиксации момента зарождения трещины.

Особое значение имеет разработка локальной поверочной схемы, охватывающей не только тензорезисторы, но и весь измерительный тракт. Её внедрение позволит устранить фундаментальные метрологические противоречия, повысить воспроизводимость результатов и заложить основу для обновления нормативной базы испытаний на усталость.

Таким образом, результаты данной работы представляют интерес как для исследовательских

центров и испытательных лабораторий, так и для разработчиков нормативных документов. Ожидается, что предложенный подход станет основой для усовершенствования регламентирующей базы испытаний на усталость и будет способствовать дальнейшему развитию авиационной промышленности.

Список использованных источников

[1] ГОСТ РВ 2840-001-2008. Надёжность и безотказность авиационных двигателей. Лопатки газотурбинных двигателей. Методы испытаний на усталость.

[2] Schijve J. Fatigue of Structures and Materials. Springer, 2009.

[3] ZETLAB. Система для испытаний турбинных лопаток на усталость. [Электронный ресурс] – URL: https://zetlab.com/shop/sistemy-pod-kluch/avtomatizirovannye-stendy/sistema-dlya-ispyitaniy-turbinnyih-lopatok-na-ustalost/.

РАЗДЕЛ V

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ АВИАЦИОННОЙ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОЙ СХЕМЫ

О.С. Гуревич, С.А. Зуев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Выполнено исследование влияния электрической нагрузки на режим работы турбовального газотурбинного двигателя со свободной турбиной (ТВГТД) в авиационной гибридной силовой установке последовательной схемы путем математического моделирования с использованием разработанной динамической математической модели ТВГТД и модели его системы автоматического управления. Оценены возможность выполнения требований к точности поддержания частоты вращения свободной турбины (СТ) при изменении мощности, потребляемой установленным на валу СТ электрогенератором, и ограничения по скорости изменения электрической нагрузки.

OPERATION MODE PARTICULARITIES OF A SEQUENTIAL AVIATION HYBRID PROPULSION

O.S. Gurevich, S.A. Zuev
CIAM, Moscow, Russia

The research of the effect of an electrical load on the operating mode of a turboshaft gas turbine engine with a power turbine (TSGTE) in a sequential aviation hybrid propulsion was completed by means of mathematical modeling using a developed dynamic mathematical model of the TSGTE and a model of its engine control system. The study evaluates the possibility of meeting the requirements for the accuracy of controlling the rotational speed of the power turbine (PT) when changing the power consumed by an electric generator mounted on the PT shaft. Additionally, limits are established on the rate of the electrical load change.

Рассматривается гибридная силовая установка последовательного типа, включающая в себя воздушный винт и электродвигатель, для питания которого используется электрогенератор, приводимый во вращение турбовальным газотурбинным двигателем (ТВГТД). Изменение общего шага винта при управлении тягой силовой установки приводит к изменению нагрузки на выводном валу ГТД и режима работы газотурбинного двигателя, целью регулирования которого является сохранение частоты вращения генератора. Качество регулирования частоты вращения свободной турбины (СТ) зависит от величины и скорости изменения нагрузки. Оценка их влияния приводится в настоящей работе.

Исследование проведено путем математического моделирования с использованием специально разработанной математической модели ТВГТД [1] с моделью его системы автоматического управления (САУ) [2].

Количественные характеристики получены для ТВГТД со свободной турбиной и одновальным газогенератором с мощностью на взлётном режиме в диапазоне от 2000 до 3000 л.с. и параметрами рабочего процесса, типичными для современного двигателя этого типа.

Влияние нагрузки от электрогенератора $N_{НАГР}$ на двигатель учитывается в уравнении вращения ротора свободной турбины, которое, с учётом инерционности ротора электрогенератора $J_{НАГР}$, имеет вид:

$$\frac{dn_{СТ}}{dt} = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \cdot \frac{N_{СТ} - N_{НАГР}}{(J_{СТ} + J_{НАГР}) \cdot n_{СТ}}$$

где: $n_{СТ}$ – частота вращения свободной турбины; $N_{СТ}$ – мощность, генерируемая свободной турбиной; $J_{СТ}$ – момент инерции ротора свободной турбины.

На рис. 1 показано изменение параметров рабочего процесса в двигателе, вызванное изменением нагрузки от электрогенератора на вал свободной турбины от минимальной $N_{МИН}$ до максимальной $N_{МАКС}$ мощности и обратно, при $n_{СТ}$ = 100 % в наземных условиях H = 0 м, V = 0 км/ч, $T^*_{ВХ}$ = 0 °С и скоростях изменения нагрузки $\dot{N}_{НАГР}$ = 25 %/с и 33 %/с (где 100 % соответствует

полному диапазону изменения мощности двигателя $\Delta N = N_{МАКС} - N_{МИН}$).

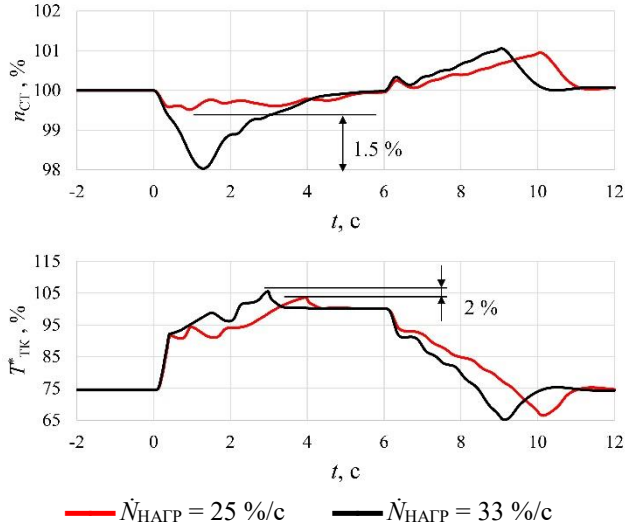


Рис. 1. Переходные процессы в ТВГТД при увеличении и уменьшении нагрузки в наземных условиях

Переходный процесс, вызванный увеличением нагрузки от электрогенератора, начинается в момент времени $t = 0$ с, а переходный процесс, вызванный снижением нагрузки – в момент времени $t = 6$ с.

Как видно из рис. 1, рост скорости увеличения нагрузки $\dot{N}_{НАГР}$ от 25 до 33 %/с приводит к большему на 1.5 % снижению частоты вращения свободной турбины $n_{СТ}$ и увеличению на 2 % температуры газа на входе в свободную турбину $T^*_{ТК}$.

Влияние скорости увеличения нагрузки $dN_{НАГР}/dt$ от 20 до 100 %/с на параметры рабочего процесса ТВГТД показано на рис. 2 для его работы в наземных условиях $H = 0$ м, $V = 0$ км/ч, $T^*_{ВХ} = 0$ °С.

Рис. 3 иллюстрирует последовательность работы регуляторов САУ в переходных процессах при увеличении нагрузки с разной скоростью. Изменение нагрузки начинается в момент времени $t = 0$ с.

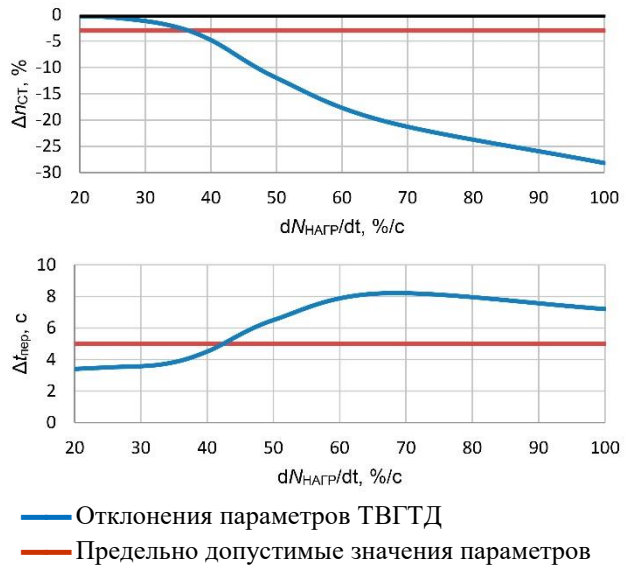


Рис. 2. Влияние скорости увеличения нагрузки на параметры ТВГТД в наземных условиях

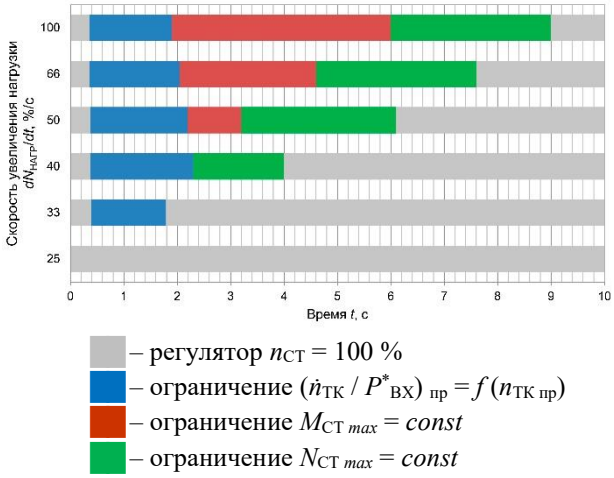


Рис. 3. Работа регуляторов САУ в переходных процессах при увеличении нагрузки в наземных условиях

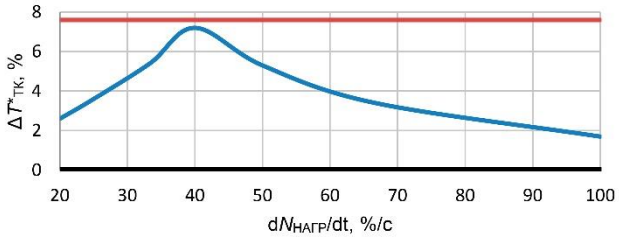
Рассматриваемый переходный процесс (рис. 1-3) начинается с увеличения нагрузки от электрогенератора на выводном валу двигателя, которое вызывает снижение частоты вращения свободной турбины. Основной регулятор САУ $n_{СТ} = const$, компенсируя это снижение, увеличивает подачу топлива $G_Т$ в камеру сгорания, повышая тем самым режим работы турбокомпрессора и мощность, вырабатываемую свободной турбиной.

При достаточно высокой скорости изменения нагрузки ($\dot{N}_{НАГР} \geq 33$ %/с) в момент времени ≈ 0.5 с (рис. 3) от начала переходного процесса ускорение ротора ТК $\dot{n}_{ТК}$ достигает ограничения в соответствии с программой регулирования приёмистости $(\dot{n}_{ТК} / P^*_{ВХ})_{пр} = f(n_{К\,пр})$. С учётом этого ограничения на начальном этапе переходного процесса, рост скорости увеличения нагрузки $\dot{N}_{НАГР}$ неизбежно приводит к увеличению снижения $\Delta n_{СТ}$ частоты вращения свободной турбины (рис. 2).

При скорости увеличения нагрузки $\dot{N}_{НАГР} \geq 40$ %/с на финальном этапе переходного процесса достигается ограничение по мощности на валу свободной турбины $N_{СТ\,max} = const$, ещё больше ограничивающее темп увеличения режима работы двигателя. После достижения установившегося режима следует переход к основному регулятору $n_{СТ} = const$ (рис. 3).

При скорости увеличения нагрузки большей 50 %/с после регулятора приёмистости $(\dot{n}_{ТК} / P^*_{ВХ})_{пр}$ управление переходит к ограничителю крутящего момента на валу свободной турбины $M_{СТ\,max} = const$. Работа этого ограничителя приводит также к уменьшению роста температуры газа на входе в свободную турбину $T^*_{ТК}$ (рис. 4).

При низкой скорости изменения нагрузки $\dot{N}_{НАГР} \le 25$ %/с переходный процесс проходит под управлением только основного регулятора частоты вращения СТ по программе $n_{СТ} = const$.

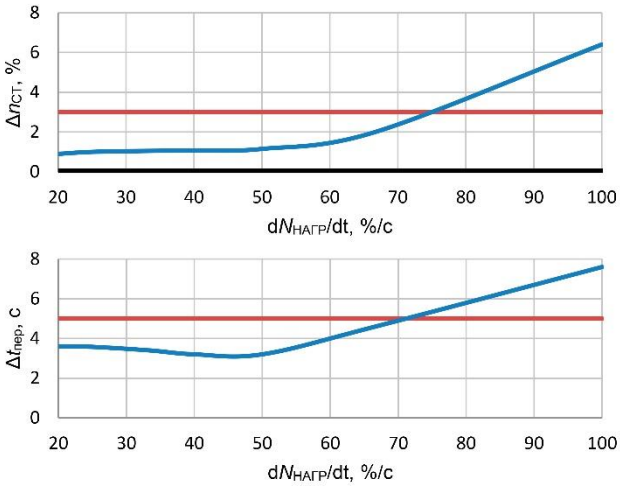


Увеличение температуры газа на входе СТ
Предельно допустимые значения параметров

Рис. 4. Влияние скорости увеличения нагрузки на температуру газа на входе в СТ в наземных условиях

Длительность переходного процесса оценивается по времени достижения частотой вращения свободной турбины величины $n_{СТ} = 100 \pm 0.3$ %. При скорости изменения нагрузки $\dot{N}_{НАГР} \le 42$ %/с длительность переходного процесса $\Delta t_{пер}$ не превышает 5 с.

На рис. 5 показано влияние скорости уменьшения нагрузки от $N_{МАКС}$ до $N_{МИН}$ на отклонение от заданного значения частоты вращения свободной турбины $n_{СТ}$ и время переходного процесса в наземных условиях, а на рис. 6 – последовательность работы регуляторов САУ в этих переходных процессах.



Отклонение $\Delta n_{СТ}$ и время переходного процесса $\Delta t_{пер}$
Требуемые значения

Рис. 5. Влияние скорости уменьшения нагрузки на точность регулирования частоты $n_{СТ}$ в наземных условиях

Переходный процесс (рис. 1, 5 и 6) начинается со снижения нагрузки от электрогенератора на выводной вал двигателя, которое вызывает рост частоты вращения свободной турбины. Основной регулятор САУ ($n_{СТ} = const$), компенсируя это отклонение, уменьшает подачу топлива в камеру сгорания, снижая мощность, вырабатываемую свободной турбиной.

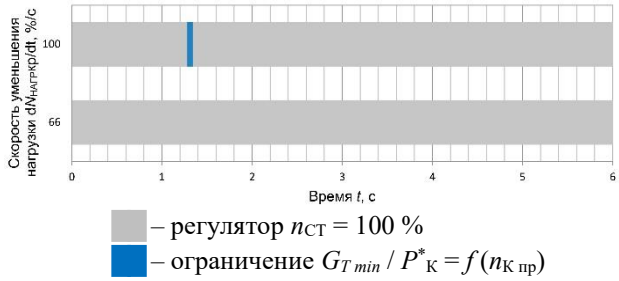


Рис. 6. Работа регуляторов САУ в переходных процессах при уменьшении нагрузки в наземных условиях

Предъявляемые требования к точности регулирования частоты вращения свободной турбины при увеличении и уменьшении нагрузки $|\Delta n_{СТ}| \le 3$ %, $\Delta t \le 5$ с в условиях $H = 0$ м, $V = 0$ км/ч, $T^*_{ВХ} = 0$ °С выполняются при скорости изменения нагрузки $\dot{N}_{НАГР} \le 36$ %/с. При этом параметры рабочего процесса ТВГТД не превышают допустимых значений.

Заключение

Математическое моделирование работы гибридной силовой установки последовательного типа показывает, что возможность сохранения требуемого режима работы газотурбинного двигателя ограничена скоростью изменения электрической нагрузки как при её увеличении, так и при уменьшении.

Список использованных источников

[1] Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета / под общ. ред. О.С. Гуревича. М.: Машиностроение, 1994. 304 с.

[2] Дятлов В.В. Системы управления турбовинтовыми (турбовинтовентиляторными) и вертолетными двигателями / Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / под ред. д.т.н., проф. О.С. Гуревича. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. 208 с.

ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ ПРИ РАЗРАБОТКЕ САУ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КРИОГЕННОМ ТОПЛИВЕ

О.С. Гуревич, А.И. Гулиенко
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Обобщён опыт работ по системам управления и топливопитания двухтопливных авиационных газотурбинных двигателей, использующих жидкий водород и сжиженный природный газ. Показано, что основной проблемой при создании таких двигателей является построение системы подачи топлива в камеру сгорания, обеспечивающей преобразование топлива из жидкой в газообразную фазу. Сформирована концепция построения системы управления и топливопитания однотопливного криогенного ТРДД.

PROSPECTS AND PROBLEMS IN THE DEVELOPMENT OF AIRCRAFT ENGINE CONTROL SYSTEM POWERED BY CRYOGENIC FUEL

O.S. Gurevich, A.I. Gulienko
CIAM, Moscow, Russia

The experience of work on control and fuel supply systems for dual-fuel aviation gas turbine engines using liquid hydrogen and liquefied natural gas is summarized. It is shown that the main problem in the creation of such engines is the construction of a fuel supply system to the combustion chamber, which ensures the conversion of fuel from a liquid to a gaseous phase. The concept of building a control and fuel supply system for a single-fuel cryogenic turbofan engine has been formed.

1. Введение

Использование в авиадвигателях силовых установок криогенного топлива (жидкого водорода, сжиженного природного газа СПГ, авиационного сконденсированного топлива) - одно из перспективных направлений улучшения характеристик самолётов. В работах, проведенных в период 1956 … 1988 г.г. в России и за рубежом, рассматривались двухтопливные двигатели, в которых запуск двигателя осуществлялся керосине, а работа на криогенном топливе начиналась с режима малого газа [1]. Тогда уже стало понятно, что лучшим вариантом является использование одного вида топлива – жидкого водорода.

Проблемы создания систем подачи криогенного топлива связаны с тем, что они находятся в баках в жидком состоянии, а при поступлении в камеру сгорания должны находиться в газообразном состоянии.

При отработке двухтопливных систем была установлена их склонность к автоколебаниям, вызванным инерционностью используемых теплообменников-газификаторов для газификации жидкого криогенного топлива [2, 3].

2. Построение систем подачи криогенного топлива

Перспективность применения криогенного топлива стала очевидной уже в 1950-х годах. В 1956…1958 г.г. в центре Льюиса были проведены стендовые и лётные испытания турбореактивных двигателей на ГТД J-71-A-11, J-65-B-3 и J-47 на водородом топливе. Использовалась баллонная система подачи жидкого водорода из бака. В 1957 году двигатель J-65, адаптированный для работы на водородном топливе, был применен в летных испытаниях на модифицированном бомбардировщике Martin B-57B [1].

В этих испытаниях жидкий водород подавался в двигатель путем наддува водородного бака гелием, проходил теплообменник-газификатор трубчатого типа с нагревом набегающим потоком воздуха и в газообразном состоянии поступал в двигатель. Жидкий водород размещался в баке на конце левого крыла, а гелий под большим давлением – на правом крыле.

При взлете и в начале крейсерского полета двигатель работал на керосине. На высоте 15200 м производился переход на водород в два этапа. В течение двух минут двигатель работал на смеси

керосинового и водородного топлива, после чего полностью переходил на водород. Переход на водород сопровождался колебаниями частоты вращения ротора двигателя (A = 1.5 %, f = 0.1 Гц) в течение 4 … 6 минут, что, видимо, обусловлено кипением водорода в теплообменнике.

В 1959 г. были проведены успешные летные испытания двигателя, в системе топливопитания которого использовался центробежный насос с приводом от гидравлического мотора. Регулятор подачи водорода был установлен за теплообменником. Во время работы на водороде имели место колебания давления на выходе из насоса и частоты вращения насоса. Регулятор подачи водорода поддерживал частоту вращения двигателя в допустимых пределах и мер по устранению этих колебаний не принималось.

В этот же период фирмой Pratt&Whitney проведены стендовые и летные испытания для определения характеристик ГТД J-57 с насосной системой подачи водорода [2]. В этих испытаниях жидкий водород после повышения давления в насосе, установленном на двигателе, направлялся в водородно-воздушный теплообменник, где нагревался воздухом, отбираемым за КВД. После теплообменника газифицированный водород подавался в камеру сгорания.

Фирма Pratt&Whitney также разработала и провела наземные испытания водородного ГТД «Suntan». В топливной системе двигателя двухступенчатый центробежный насос для подачи жидкого водорода, приводимый во вращение от ротора двигателя через редуктор с изменяемым передаточным числом от 1 до 7, подавал жидкий водород под давлением в теплообменник, который устанавливался за турбиной в форсажной камере сгорания. После газификации водород поступал на турбину и далее в форсажную камеру, коллекторы которой располагались перед теплообменником и за ним. Температура перед турбиной поддерживалась клапаном перепуска, который распределял водород по коллекторам.

В России работы по применению криогенных топлив в ГТД начались в 1975…1978 г.г. Первой работой, выполненной в СНТК им. Н.Д.Кузнецова, стал двигатель НК-144ВТ для сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144, на котором отрабатывались проблемы использования водорода в качестве топлива для форсажной камеры сгорания [3]. Дальнейшие работы проводились с использованием ТРДД НК-88 и самолета ТУ-155 [4]. Первый полет летающей лаборатории - самолёта Ту-155 с одним водородным двигателем НК-88 продолжительностью 21 мин. состоялся 15 апреля 1988 г. Было совершено 7 полетов [5].

Двигатель НК-88 был создан на базе двухконтурного двигателя НК-8-2У с тягой 10 500 кгс. Этот двигатель был выполнен двухтопливным: на керосине производился запуск и останов двигателей, а переход на подачу газообразного криогенного топлива в камеру сгорания осуществлялся на режиме малого газа. Это усложнило конструкцию и увеличило массу двигателей, но позволило:

- повысить безопасность их эксплуатации, отработать технологию заправки баков жидким водородом, разработать технологический процесс проведения испытаний на водороде, создать системы контроля загазованности и др.;

- не допустить увеличения времени на подготовку двигателя к вылету, несмотря на необходимость выполнения дополнительных технологических операций, таких как продувка водородных магистралей нейтральным газом, захолаживание магистралей и др.

Переоборудование двигателя НК-88 для питания жидким водородом было выполнено без изменения его газовоздушного тракта, силовой схемы и схемы валопроводов. Сохранена также керосиновая система базового двигателя НК-8-2У, а при работе на водороде действовала система возврата керосина в бак самолета [2]. Для повышения пожаро- и взрывобезопасности при применении жидкого водорода агрегаты системы управления и ТНА расположены в верхней части двигателя в отдельном корпусе с нейтральной атмосферой, снабжённом системой датчиков, определяющих концентрацию утечек водорода, и системой пожаротушения.

В системе подачи двигателя НК-88 [7]:

- жидкий водород перед подачей в камеру сгорания газифицируется в теплообменнике, установленном за турбиной низкого давления;

- подача жидкого водорода осуществляется турбонасосным агрегатом, состоящим из двухступенчатого центробежного насоса и вращающей его одноступенчатой осевой турбиной, питаемой воздухом из последней ступени компрессора двигателя;

- для управления двигателем применен штатный насос-регулятор системы управления двигателем НК-8-2У;

- подача топлива из бака самолета производилась электроприводными центробежными насосами ЭЦНХ [5]. Внутренние полости электродвигателей были заполнены жидким водородом.

Работы по оптимизации параметров двухтопливной САУ в направлении улучшения качества переходных процессов были продолжены на двигателе НК-89 на СПГ, а также на двигателе НК-361 на СПГ для газотурбовоза ГТ1.

Проведенными работами была показана возможность создания двухтопливной системы, в которой запуск осуществляется на традиционном топливе (керосине), а режимы выше малого газа выполняются при подаче криогенного топлива. Вместе с тем стало очевидным, что перспективы применения водорода связаны с построением однотопливной системы топливопитания, использующей только водород в жидкой фазе на всех режимах работы двигателя, включая режим малого газа, и позволяющей уменьшить габариты и массу силовой установки.

В отличие от двухтопливных двигателей, где запуск производится на керосине, а на режиме малого газа осуществляется переход на криогенное топливо, в однотопливном ТРДД для устойчивой работы камеры сгорания необходимо осуществить предварительный разогрев топлива, прокачиваемого в камеру сгорания. При стендовой отработке двигателя НК-88 было показано, что гидравлическую неустойчивость топливной системы при температурах водорода 35…40 К можно устранить путём повышения температуры газообразного водорода до 60 К [5].

Для его нагрева может быть использован тепловой поток от стенок трубопроводов и насоса, подогрев топлива в центробежном насосе из-за низкого значения его коэффициента полезного действия на нерасчётных режимах работы по расходу топлива и частоте вращени и др

Принципы регулирования однотопливного ГТД на криогенном топливе не изменяются по сравнению с двигателем на традиционном топливе (керосине и его аналогах).

Принципиальное отличие САУ криогенного двигателя состоит в построении системы подачи криогенного топлива в камеру сгорания.

Базовыми функциями такой системы управления являются:

- управление двигателем в полном диапазоне режимов работы и условий эксплуатации,
- подача и дозирование топлива электроприводными насосами,
- ограничение предельных значений параметров рабочего процесса,
- контроль температурного состояния тракта подачи криогенного топлива для обеспечения его однофазного состояния перед форсунками камеры сгорания,
- контроль и диагностика состояния двигателя и его систем,
- управление технологическими операциями, связанными с использованием водорода - продувка нейтральным газом, захолаживание, обеспечение безопасности и др.

3. Заключение

Созданный теоретический и экспериментальный научно-технический задел в области двухтопливных криогенных ТРДД с гидромеханической САУ, может быть использован для создания однотопливного водородного ТРДД магистральных самолётов. Однако, ряд проблемных вопросов, возникших при доводке аппаратуры САУ двигателей на криогенном топливе, остались не до конца решёнными, в том числе:

– обеспечение в диапазоне режимов работы двигателя от малого газа до взлетного устойчивой совместной работы шнекоцентробежного насоса подачи криогенного топлива и теплообменника-газификатора;

– осуществление «горячего» запуска двигателя с предварительным захолаживанием только трубопровода подвода топлива к отсечному клапану на входе в двигатель.

Список использованных источников

[1] Проблемы использования водородного топлива. Авиационное обозрение, ЦИАМ, 2021, № 4

[2] В.Н.Орлов, Е.В.Шахматов, А.И. Иванов, И.П. Косицын, В.А. Букин, А.Г. Гимадиев. Системы топливопитания и регулирования авиационных ГТД на криогенном топливе / Электрон. учеб. пособие, СГАУ, Самара, 2013. -300 с.

[3] Иванов А.И., Косицын И.П., Цыбизов Ю.И. Экспериментальная отработка двигателя НК-144 на жидком водороде / Проблемы и перспективы развития двигателестроения Международная научно-техническая конференция, 23–25 июня 2021 года: сб. д окл.: в 2 т. Самара: Изд-во. Самарского университета, 2021. Т. 2.

[4] Иванов. Работы ПАО «ОДК КУЗНЕЦОВ» по использованию жидкого водорода и СПГ в авиационных и индустриальных ГТД. –М: «Крылья Родины». 2023, № 5-6. С.19-21.

[5] Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации: справочник-воспоминание для всех /Андреев В., Борисов В., Климов В., Малышев В., Орлов В.; науч. ред. В.Т.Климов. М.: Моск. Рабочий, 2001. -224с

МЕТОДЫ ДИАГНОСТИКИ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ САУ ГТД ПО ТЕХСОСТОЯНИЮ

О.С. Гуревич, А.И. Гулиенко
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены возможные методы диагностики гидромеханических агрегатов САУ для осуществления их эксплуатации по техническому состоянию (ЭТС) и диагностические признаки оценки техсостояния топливных насосов ГТД в виде изменения в процессе эксплуатации объёмного коэффициента полезного действия насоса и величины подогрева топлива, а также пульсаций давления топлива и вибраций корпуса насоса

DIAGNOSTIC METHODS FOR HYDRAULIC-MECHANICAL UNITS OF SELF-PROPELLED GUNS GTD BY TECHNICAL STATUS

O.S. Gurevich, A.I. Gulienko
CIAM, Moscow, Russia

Possible diagnostic methods for hydraulic-mechanical control units for their exploitation according to their technical condition and diagnostic signs for assessing the technical condition of gas turbine fuel pumps in the form of changes in the volumetric efficiency of the pump and the amount of fuel heating, as well as fuel pressure pulsations and vibrations of the pump body during operation are considered.

1. Введение

Возможность диагностирования является основным условием осуществления эксплуатации агрегатов САУ ГТД по техническому состоянию (ЭТС). Выполнение этого условия для гидромеханических агрегатов САУ ГТД связано с решением таких непростых проблем как поиск диагностических признаков и параметров их характеризующих, способов измерения этих параметров, методов обработки результатов измерения. Важна доступность методов диагностики для применения без снятия агрегата с двигателя, а не только при выполнении регламентных работ на снятом агрегате.

Для диагностики технического состояния агрегатов, разработанных без учета ЭТС и находящихся в эксплуатации, могут использоваться параметры, измеряемые в системе контроля двигателя: давление и температура топлива, перепад давления на фильтрах, наличие стружки, положение регулировочных элементов, предусмотренных в конструкции).

При разработке новых агрегатов может быть предусмотрена установка дополнительных датчиков, позволяющих без снятия с двигателя анализировать изменение в процессе эксплуатации таких диагностических признаков, как вибрации корпуса, пульсации давления топлива, повышение температуры топлива в насосах и т.п.

Ниже рассмотрены некоторые возможные методы диагностики гидромеханических агрегатов САУ ГТД.

2.Диагностические признаки техсостояния топливных насосов ГТД

Для топливных насосов ГТД характерен износ деталей качающих узлов, контактных поверхностей зубьев, торцевых поверхностей, подшипников и др., приводящий к изменению подачи насоса и подогреву топлива, повышению пульсаций давления топлива и вибраций корпуса насоса.

Информативными диагностическими признаками топливных насосов, отражающими их техническое состояние из-за износа деталей, могут быть:

- объёмный коэффициент полезного действия КПДо, значение которого, как правило, уменьшается с наработкой [1, 2],

- подогрев топлива ΔT, который увеличивается с наработкой [1].

В качестве примера на рис. 1 приведены значения КПДо (Хо) шестерённого насоса в зависимости от наработки в точках определения 1, 2, 3 и 4 [2].

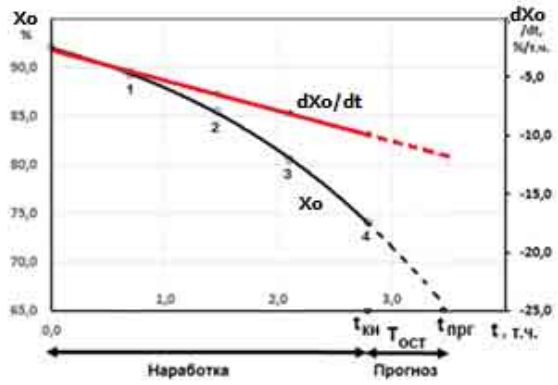


Рис. 1. Изменение КПДо и шестерённого насоса

На рис. 1 красным цветом показана скорость dXкп/dt уменьшения объёмного КПД, которая по абсолютной величине нарастает по мере увеличения наработки. Имеет место эффект развития процесса износа из-за увеличения повреждаемой площади в месте контакта поверхностей.

Изменение нарастающего снижения величины объёмного КПД насоса может служить диагностическим признаком выработки ресурса и использоваться для приближённого определения остаточного ресурса насоса [3]. Остаточный ресурс - это интервал времени между фактической наработкой и ожидаемым временем достижения предотказного состояния, а не времени возникновения отказа. Топливный насос по мере выработки ресурса должен продолжать подачу топлива в двигатель с ухудшением параметров, не приводящим к аварийной ситуации.

Максимально возможное отклонение КПДо может регламентироваться нормативными документами, например, как в [4]. В частности, предельным считается такое состояние, при котором номинальное значение объёмного КПД, определённое техническими требованиями, уменьшится на 20% [2].

Испытания плунжерного насоса показали, что расход топлива из роторной полости в сливную в процессе длительных испытаний существенно меняется [1]: в начале испытаний он составлял ~1800 л/ч, а по их окончании ~ 2800 л/ч.

Величина подогрева топлива в насосе пропорциональна отношению расхода перепускаемого топлива к расходу, поступающему в двигатель. Например, в плунжерном насосе с падением объемного КПД увеличивается доля перепускаемого топлива в роторную полость, а значит, растет и подогрев при постоянных значениях расхода топлива в двигатель, частоты вращения насоса и давления топлива за насосом. Для фиксации величины подогрева необходимо установить термопары на входе и выходе из насоса. Пример изменения величины подогрева топлива ΔТ при увеличении наработки плунжерного насоса при $\Delta P_н$ =90 кгс/см^2 и $Q_д$ = 270 л/ч приведен на рис. 2.

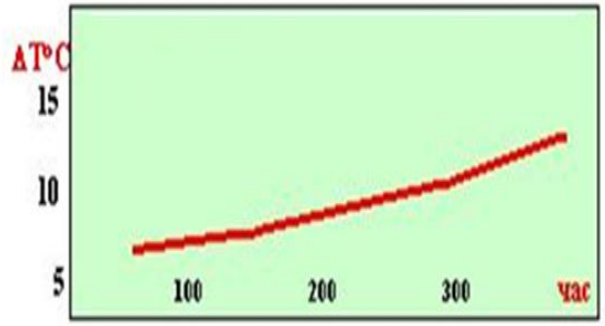


Рис. 2. Подогрев топлива в плунжерном насосе

Диагностика может быть выполнена путем оценки КПД насоса. Для этого в течение определенного периода необходимо измерять расход перепускаемого топлива. Например, в плунжерном насосе (рис.2) [1] роторная полость соединена со сливной магистралью отдельным каналом, что позволяет определить расход перепускаемого топлива по перепаду давлений топлива на дросселе, установленном в канале перепуска.

Рассмотренные методы оценки техсостояния агрегатов в эксплуатации основаны на анализе статических значений параметров. Информативность диагностики технического состояния возрастает при использовании быстропеременных сигналов, таких как ***вибрации корпуса агрегата и пульсации давления топлива***.

Основным методом анализа быстропеременных сигналов является спектральный анализ с использование быстрого преобразования Фурье (БПФ). Для оценки составляющих спектра сигналов вибрации корпуса и пульсаций давления необходимо имеется возможность обработки длинных реализаций с числом точек N до 8192. При числе точек менее 1024 погрешность оценки характерных частот спектра может достигать 10 %. Увеличение длины реализации $T = N/f_{оп}$ (где $f_{оп}$ – частота опроса) позволяет повысить разрешение $\Delta f = 1/T = f_{оп}/N$ в широкой полосе частот спектра $f_s = f_{оп}/2$. Это важно при анализе характерных частот спектра, которые могут быть использованы как диагностические признаки.

Высокий уровень помех и сравнительно малые изменения полезного сигнала в динамических измерениях затрудняют поиск информативных признаков, чувствительных к развивающемуся дефекту и инвариантных к другим возмущающим факторам. Необходимо выбирать способ обработки получаемого сигнала так, чтобы минимизировать влияние помех и иметь возможность соотнести полученный сигнал с видом дефекта. Проблема связана с тем, что в сигналах вибраций и пульсаций содержится информация о всех взаимодействиях узлов работающего агрегата.

При диагностике по быстропеременным сигналам важно правильно выбрать режим работы

агрегата, места установки датчиков на его корпусе, полосы фиксируемых частот и методов обработки сигналов (фильтрация, детектирование) и т.п.

Некоторые варианты использования быстропеременных сигналов с датчиков для оценки техсостояния агрегатов иллюстрируется следующими примерами.

Для плунжерного насоса в качестве диагностичесного признака может быть использована относительная амплитуда пульсаций давления на его выходе, зависящая от осевого люфта в шарнирных соединениях плунжеров. В эксперименте отмечено, что увеличение люфта в диапазоне 0,1 – 0,6 мм при износе приводит к росту пульсаций давления почти в три раза [1].

Различие для «нового» и «старого» насосов видно на записи зубцовых вибраций шестеренного насоса на рис. 4.

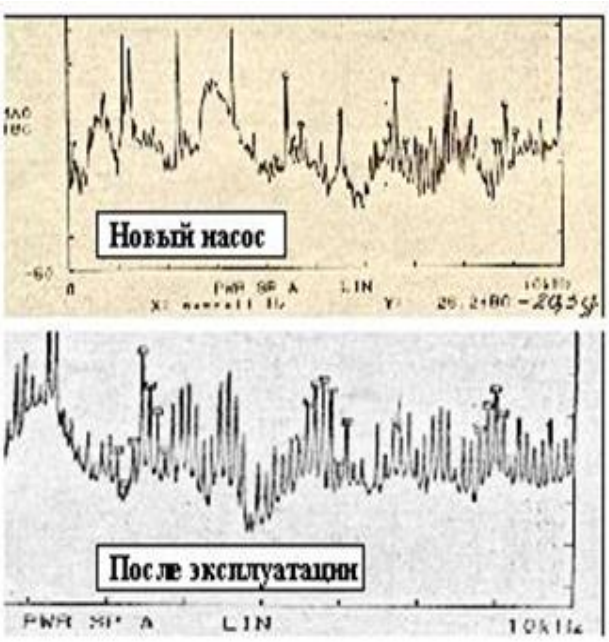


Рис. 4. Изменение модуляционных составляющих зубцовых гармоник вибраций

В «старом насосе» в спектре видно появление семейства боковых частот вокруг периодических зубцовых частот, что является признаком износа. Зубцовые частоты вибраций модулируются более низкой роторной частотой. Число и амплитуда боковых частот спектра могут характеризовать техническое состояние насоса.

Тренд по размаху пульсаций давления также является диагностическим параметром техсостояния топливной системы. Анализ и учет его изменения позволит избежать повышенных вибраций прилегающих к агрегату трубопроводов и их поломки. Для контроля этого параметра нужны датчики давления с полосой пропускания до 300…500Гц.

Оценка составляющих спектра частот колебаний может быть выполнена с помощью следящего спектрального анализа, позволяющего выделить из общего спектра колебаний характерные частоты диагностируемого параметра (1-й тон собственных колебаний, роторная частота и др.) Для реализации такого подхода разработан специальный алгоритм на основе метода синхронного анализа по опорному сигналу.

Характерные частотные диапазоны для быстропеременного сигнала: низкочастотный до 300 Гц, среднечастотный – от 300 Гц до 2 кГц и высокочастотный – более 2 кГц [5]. К каждому диапазону относятся свои диагностические признаки. Низкочастотные вибрации носят преимущественно гармонический характер и связаны с неуравновешенностью вращающихся масс, нарушением соосности валов и т.п. В этой области информативными являются амплитуды основных частот возбуждения большой энергиии.

В области средних и высоких частот информативной являются модуляция вынужденных колебаний более высоких частот. По виду модуляции определяется вид дефекта. Так, изменение спектра фазовой модуляции говорит о развитии задира контактирующих поверхностей плунжера в колодце ротора плунжерного насоса и т.п.

Для процесса прокачки насосами характерны следующие частоты:

– роторная гармоника с частотой вращения ротора $\mathbf{f_{рот}}$;

– зубцовая или лопаточная гармоника с частотой, пропорциональной роторной с коэффициентом, равным числу зубьев (лопаток) качающего узла.

Составляющая вибропульсационного процесса с роторной частотой обусловлена чаще всего дисбалансом ротора, несоосностью соединения с приводом, гидродинамической неуравновешенностью из-за наличия радиальных усилий. При этом, в случае неустойчивого вращения ротора в подшипниках, возможны автоколебания ротора на половине роторной частоты или меньше и, в результате, в спектрах появляются соответствующие гармонические составляющие.

Основным методом для выделения составляющих динамического сигнала является спектральный анализ быстропеременных сигналов с использованием алгоритма быстрого преобразования Фурье с привязкой компонент спектра к частотам физических процессов в агрегатах и определенному виду дефекта.

Для количественной оценки энергии боковых составляющих спектра эффективно применение кепстрального анализа [5], реализуемого

применением обратного преобразования Фурье. При этом вместо терминов гармоника и амплитуда используются термины рахмоника (период колебаний) и маплитуда.

Результаты спектрального и кепстрального анализа исходной записи сигнала, которые дополняют друг друга. Например, при спектральном анализе видны зубцовая гармоника с частотой 459Гц и кратные ей 2-я и 3-я, а роторная с частотой 24.2 Гц практически отсутствует. Результаты кепстрального анализа показывают наличие рахмоники с периодом около 40 мс, соответствующих роторной частоте. При этом частоты с небольшими амплитудами, кратные роторной гармонике 24.2 Гц, сжимаются в рахмонику с периодом 40 мс.

На рис. 4 видно 3-х кратное увеличение рахмоники К кепстра на роторной гармонике за 400 часов испытаний. При этом износ эвольвенты зубцов шестерен в шестеренном насосе составил 0,08 мм (ведущая шестерня) и 0,1 мм (ведомая), что показывает возможность её использования в качестве диагностического признака техсостояния качающего узла насосов [4].

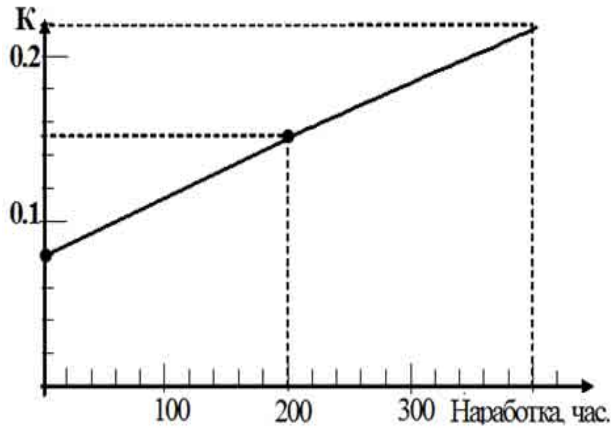


Рис. 4. Тренд кепстра при длительных испытаниях насоса

Процессы появления пульсаций давления топлива и вибраций корпусов агрегатов взаимосвязаны из-за подачи насосами пульсирующей рабочей среды в гидравлический тракт. При этом появление пульсаций давления вызывает вибрацию корпуса, а знакопеременные перемещения корпуса могут приводить к пульсациям давления из-за сжимаемости рабочей среды.

Оценка степени коррелированности сигналов показывает, что величина функции когерентности в диапазоне до 10 кГц находится в пределах 0,7 ÷ 1,0. Это позволяет при диагностировании насосов систем топливопитания использовать датчики пульсации давления топлива вместо датчиков вибраций, что существенно упростит эксплуатацию насосов по техническому состоянию. Гармоники в спектре пульсаций, как правило, менее зашумлены по сравнению гармониками в спектре вибраций.

Информация с датчиков вибраций позволяет регистрировать процесс накопления повреждений. Начальную его стадию, когда силовое действие на конструкцию незначительно, более эффективно фиксируют бесконтактные датчики радиальных и осевых перемещений ротора (зазор между ротором и корпусом), например, вихретоковые.

3. Заключение

Показана возможность диагностики топливных насосов ГТД для оценки их технического состояния. Основной задачей при их использовании для эксплуатации по техсостоянию является определение предельных значений диагностических параметров, приводящих к предотказному состоянию агрегата. Для этого необходимо проведение испытаний в различных условиях на характерных для агрегатов режимах.

Список использованных источников

[1] Черноморский В.С., Кессельман М.Г., Гулиенко А.И., Чернышов В.И. Выбор диагностических параметров и алгоритмов их обработки для оценки технического состояния насосов систем топливопитания перспективных ТРДД // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ 2001-2005. Т. 2. М.: ЦИАМ, 2005 г.

[2] Ю.В. Кулешов, Т.В. Руденко и др. «Ресурсные испытания шестеренного насоса с увеличенным удельным рабочим объемом». Збірник наукових праць КНТУ. Техніка в сільскогосподарскому виробництві, галузеве машинобудування, автоматизація. Кіровоград, 2012, випуск 25, ч.II, стр.312.

[3] Патент РФ №2798891, 2023г. Способ определения остаточного ресурса топливного насоса.

[4] Насоси шестернні об’емного гідроприводу. Технічні умови. ГСТУ 3-25-180-97. – К.: Мінпром політики Україні. 1998.- 48 с.

[5] Генкин М.Д., Соколов А.Г. Виброакустическая диагностика машин и механизмов / М.: Машиностроение, 1987.

[6] Черноморский В.С., Кессельман М.Г., В.И. Чернышов. Прогнозирование остаточного ресурса топливных насосов в эксплуатации. // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ 2001-2005. Т. 2. М.: ЦИАМ, 2005 г.

БЕСПРОВОДНОЙ ДАТЧИК ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ПОДШИПНИКЕ КАЧЕНИЯ ТРАНСМИССИИ ГТД

М.Г. Кессельман[1], В.И. Чернышов[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для повышения информативности диагностирования подшипников в трансмиссии авиационных двигателей необходим одновременный контроль уровня вибраций и температуры непосредственно на корпусе подшипника. Приведены результаты разработки и экспериментальных исследований демонстрационного образца интегрированного беспроводного датчика вибраций и температуры в подшипнике качения, объединяющего в одной конструкции измерение параметров рабочего процесса. Предложена методика определения амплитудно-частотной характеристики цифрового датчика вибрации во всем рабочем диапазоне частот, обеспечивающая несмещенную оценку АЧХ по результатам эксперимента.

WIRELESS SENSOR OF THE WORKING PROCESS PARAMETERS IN THE GTE TRANSMISSION ROLLING BEARING

M.G. Kesselman [1], V.I. Chernyshov [1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

To increase the information content of bearing diagnostics in the aircraft engines transmission, simultaneous monitoring of the vibration level and temperature directly on the bearing housing is necessary. The development results of an integrated wireless vibration and temperature sensor demonstration sample in a rolling bearing, combining the measurement of both diagnostic parameters in one design, are presented. A method is proposed for determining the digital vibration sensor amplitude-frequency response over the entire operating frequency range, providing an unbiased estimate of the frequency response based on experimental results.

1 Введение

Для контроля технического состояния подшипников в трансмиссии двигателя и выявления дефектов на более ранней стадии их развития необходима установка датчиков диагностических параметров непосредственно на корпусе устройства. В качестве измеряемых параметров рабочего процесса в подшипнике качения, на основе которых формируются диагностические признаки дефектов при эксплуатации на двигателе, используются механическая вибрация и температура.

Повысить информативность диагностирования позволят методы, основанные на одновременном контроле уровня вибраций подшипника и температуры наружного кольца. Для передачи результатов измерений датчиков помимо проводных линий связи могут использоваться и беспроводные интерфейсы [1].

В настоящее время для вибродиагностики ГТД применяются датчики вибрации, устанавливаемые на корпусе двигателя. Их диапазон измеряемых частот и амплитуд соответствует колебаниям, порождаемым вращением роторов двигателя. Вместе с тем, работа подшипников в широком диапазоне эксплуатационных режимов требует применения виброметров с расширенным диапазоном частот от 5 Гц до 10 кГц, а допустимые уровни вибрации значительно ниже регламентированных в ГОСТ 26382-84 для газотурбинных двигателей. Это затрудняет диагностику вибрации поврежденного элемента при ее выделении из общего ансамбля механических колебаний на двигателе, порождаемых вращением роторов.

Одним из возможных способов решения проблемы является внедрение в конструкцию узлов малогабаритных микроэлектронных акселерометров, содержащих в себе несколько сенсоров различных физических величин, сочетающих функции их преобразования и измерения, позволяющих настраивать метрологические характеристики датчика и имеющих выходной цифровой сигнал. Применение для связи датчика с электронными блоками сбора, регистрации и обработки данных беспроводного интерфейса позволит увеличить ресурс, повысить безопасность, снизить массогабаритные характеристики, сократить затраты на эксплуатацию.

В настоящей работе рассмотрены результаты разработки и исследования демонстрационного образца интегрированного беспроводного датчика вибраций и температуры (БДВТ) в подшипнике качения, объединяющего в одной конструкции измерение обоих параметров рабочего процесса.

2 Разработка и исследования демонстрационного образца интегрированного беспроводного датчика вибраций и температуры

В демонстрационном образце беспроводного датчика вибрации и температуры двигателя применена микроэлектромеханическая система (МЭМС) LIS3DH**,** которая является высокопроизводительным цифровым акселерометром с встроенным датчиком температуры и низким энергопотреблением. При малых габаритах (4x4x1,5 мм) позволяет измерять виброускорение в диапазонах от 2 g до 16 g по трем осям с частотой дискретизации $f_Д$ до 5 кГц, температуру от минус 30 °C до + 85 °C. Выходной сигнал – цифровой код 16-bit [2].

В отличие от штатных аналоговых акселерометров LIS3DH совмещает в себе функции преобразования и измерения физических величин, настройки метрологических характеристик. Вместе с тем, его применение связано с необходимостью решения ряда новых задач.

Для выполнения функции по назначению цифровой акселерометр требует микропроцессорного управления измерением виброускорения и температуры, приемом и передачей данных в виде потоков последовательных кодов.

Разделение потоков высокоскоростных и медленных потоков данных выполняется с помощью аппаратно-программных решений с учетом архитектуры LIS3DH.

Важнейшими характеристиками для датчика БДВТ как измерительного прибора являются метрологические характеристики (МХ) цифрового интегрированного акселерометра LIS3DH. В соответствии с ГОСТ ИСО 16063-1-2009 основной МХ виброметра является его амплитудно-частотная характеристика (АЧХ), которая как калибровочная должна определяться с максимально возможной точностью во всем рабочем диапазоне частот. Вследствие дискретизации выходного сигнала АЧХ цифрового виброметра не может быть определена, в полной мере, в соответствии с требованиями ГОСТ: дискретизация ограничивает рабочий диапазон частот частотой Найквиста ($f_N = f_Д /2$); в испытаниях не могут быть использованы цифровые вольтметры и анализаторы частотных характеристик, позволяющие получить фактическое значение амплитуды виброускорения на заданной частоте в процессе эксперимента с требуемой точностью; вблизи частоты Найквиста при определении величины амплитуды виброускорения в соответствии со стандартным алгоритмом усреднения наблюдается рост отклонений (до 20 %), которые обусловлены наличием помех при одновременном уменьшении числа измерений в течение одного периода вибрации с увеличением частоты.

Для обеспечения несмещенной оценки АЧХ цифрового датчика вибрации во всем рабочем диапазоне частот разработана методика определения его амплитудно-частотной характеристики по результатам эксперимента. Предложено определять АЧХ цифрового датчика на основе идентификации математической модели дискретного сигнала виброускорения путем цифровой обработки данных эксперимента.

Установлено, что лучшие результаты в оценке АЧХ в области низких частот позволяют получить методы с усреднением результатов измерений за период (± 3 %), а вблизи частоты Найквиста – модифицированный алгоритм тригонометрического расчета параметров (± 3,5 %) [3], что соответствует точности средств контроля заданной амплитуды виброускорения в эксперименте.

Для передачи результатов измерений цифрового беспроводного датчика вибрации и температуры применен радиоканал на несущей частоте 868 МГц, разработанный для беспроводных датчиков САУ ГТД, в которых для измерения физических величин использовались штатные датчики ГТД [4].

Исследование реальных возможностей беспроводного датчика вибраций и температуры и его работоспособности при установке на подшипнике качения в условиях, приближенных к работе на двигателе, выполнено при испытаниях демонстрационного образца на испытательном стенде.

Испытания проведены на шариковом радиальном подшипнике, на внутреннем кольце которого был введен дефект в виде точки для получения сигнала частоты прокатывания шариков по внутреннему кольцу. Для контроля виброускорения на подшипнике применялись аттестованные стендовые средства измерения и обработки данных.

В полученных спектрах виброускорения с помощью БДВТ и аналогового акселерометра отмечено присутствие у обоих датчиков с 1 по 6 частотных оборотных компонент, обусловленных частотой вращения вала электропривода.

При испытаниях подшипника с дефектом на внутреннем кольце установлено, что беспроводной датчик вибрации может быть использован для обнаружения дефекта подшипника, так как позволяет отследить соответствующие частоты проката шариков по внутреннему кольцу. Отличие оценки частоты с помощью БДВТ от расчетной составила менее 1 Гц.

3 Заключение

Разработка и экспериментальные исследования демонстрационного образца датчика вибрации и температуры, построенного на базе цифрового микроэлектронного акселерометра с встроенным термометром и беспроводным интерфейсом, показали перспективность его применения для контроля параметров рабочего процесса в подшипнике качения трансмиссии ГТД.

Предложена методика определения амплитудно-частотной характеристики цифрового датчика вибрации во всем рабочем диапазоне частот, обеспечивающая несмещенную оценку АЧХ по результатам эксперимента.

Список использованных источников

[1] SKF Released at Hannover Fair the Mobile App and Vibration Sensor that Allows Collection of Expert Data by Non-experts. URL: https://www.maintworld.com/Applications/SKF-Released-at-Hannover-Fair-the-Mobile-App-and-Vibration-Sensor-that-Allows-Collection-of-Expert-Data-by-Non-experts

[2] LIS3DH. MEMS digital output motion sensor ultra low-power high performance 3-axes “nano” accelerometer. URL: www.st.com

[3] М.Г. Кессельман, В.И. Чернышов Алгоритмическое повышение точности определения характеристики преобразования беспроводного цифрового акселерометра //Авиационные двигатели. 2022. №1 (14). С. 79-85

[4] О.С. Гуревич, М.Г. Кессельман, А.С. Трофимов, В.И. Чернышов. Современные беспроводные технологии: проблемы применения на авиационном борту. Информатика, вычислительная техника и управление. Вычислительные машины, комплексы и компьютерные сети. Журнал «Труды МАИ» вып. № 94, 2017 г.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ СХЕМЫ ГИБРИДИЗАЦИИ В ТРДД

О.С. Гуревич, С.А. Сметанин, И.М. Ромашихин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Исследовано применение параллельной схемы гибридизации ТРДД для улучшения динамических характеристик двигателя. Разработана термогазодинамическая математическая модель гибридного ТРДД с возможностью подвода и отбора электрической мощности для обоих роторов двигателя. Выполнена оценка изменения запасов газодинамической устойчивости компрессора при разных способах распределения электрической мощности между роторами двигателя. Показана возможность уменьшения времени приемистости путем подвода электрической мощности к роторам двигателя при сохранении требуемых запасов газодинамической устойчивости компрессора и допустимого заброса по температуре газа в переходном процессе.

EFFECTIVENESS OF PARALLEL HYBRID ARCHITECTURE IN TURBOFAN ENGINES

O.S. Gurevich, S.A. Smetanin, I.M. Romashikhin
CIAM, Moscow, Russia

The application of a parallel hybrid scheme of turbofan engine to improve the engine dynamic performance is investigated. A thermogasdynamic mathematical model of a hybrid turbofan engine has been developed, enabling the supply and extraction of electrical power for both engine spools. An assessment was made of the changes in the compressor surge margin under different methods of distributing electrical power between the engine spools. The possibility of reducing the engine acceleration time by supplying electrical power to the engine spools has been demonstrated while maintaining the required compressor surge margin and permissible gas temperature overshoot during transient operation.

1 Введение

Электрификация авиационных силовых установок (СУ) – тренд их современного развития, направленный на улучшение функциональных характеристик, снижение вредных выбросов в атмосферу, повышение эксплуатационной технологичности. Направления электрификации имеют различные технологические решения. В двигателях реактивной тяги использование электрических машин, устанавливаемых на роторах двигателя для:

- генерирования электрической энергии,
- создания дополнительного крутящего момента на роторах двигателя.

Для силовых установок, в которых тяга создается с использованием воздушных винтов возможны СУ последовательной гибридной схемы с генераторным источником электроэнергии, вращаемым от теплового двигателя, и полностью электрической схемы с источниками питания в виде аккумуляторов или топливных элементов.

Прогноз развития электрических технологий и дорожные карты создания электрических и гибридных СУ показывают, что появление полностью электрических силовых установок для ближне-среднемагистральных самолетов следует ожидать не ранее 2040-х годов, а наиболее близкими к реализации являются «более электрический» ГТД и двигатель реактивной тяги с электрической подкруткой роторов (параллельный гибрид).

В такой гибридной СУ параллельной схемы тяга создается путем совместного использования теплового двигателя и электродвигателей. В гибридном ТРДД на валы двигателя устанавливаются электроприводы, позволяющие подводить дополнительную мощность к роторам низкого (РНД) и высокого давлений (РВД). Необходимая электрическая мощность может отбираться от внешних источников (аккумуляторов, топливных элементов, вспомогательной силовой установки) или от генераторов, приводимых во вращение от роторов ГТД. Также для этих целей может использоваться обратимая электрическая машина, выполняющая функции электродвигателя и генератора на разных режимах работы двигателя и этапах полета самолета. Многие зарубежные авиационные двигатели 6-го поколения, находящиеся в разработке (RISE, WET, UltraFan, двигатель для истребителя Tempest и др.), представляют собой гибридные ГТД.

Подвод и перераспределение электрической мощности между валами в гибридном ТРДД открывает новые возможности для управления рабочим процессом газотурбинного двигателя. Управление электрической мощностью, подводимой к роторам ТРДД, позволяет изменять режим согласования компрессора и турбины, положение рабочей точки на характеристиках узлов, скольжение роторов двигателя и другие параметры рабочего процесса. Исследования преимуществ применения гибридных технологий в ГТД проводятся за рубежом по целому ряду программ (Clean Aviation, AATT, SA&I и др.), в которых рассматриваются разные концепции двигателей параллельной гибридной схемы: ТРДД со стартером-генератором, установленном на роторе низкого давления (двигатели hGTF и hFan), ТРДД с обратимыми электрическими машинами на обоих валах двигателя (концепция TEEM) и ряд других [1-5].

В настоящей статье рассмотрены возможности улучшения характеристик гибридного ТРДД на режиме приемистости при сохранении изменения предельных значений параметров рабочего процесса на уровне ГТД традиционного облика. Оценки даны на примере ТРДД с высокой степенью двухконтурности в классе тяги 12000–14000 кгс.

2 Методика исследования

Для исследования влияния различных способов управления электрической мощностью на рабочий процесс в ГТД использованы термогазодинамическая математическая модель гибридного ТРДД со стартерами-генераторами, установленными на обоих валах двигателя, и математическая модель его САУ.

Математическая модель гибридного ТРДД строится по поузловой схеме, в которой к каждому узлу двигателя относится соответствующая часть программы. Расчетные соотношения, составляющие модель, получены из уравнений механики (уравнение вращающихся масс), термодинамики и газовой динамики (уравнения неразрывности, сохранения энергии, состояния и т.д.) [6].

Модели такого класса позволяют с высокой точностью воспроизводить изменение параметров рабочего процесса в двигателе на установившихся и переходных режимах его работы при задании расчетных или экспериментальных характеристик узлов, коэффициентов потерь полного давления по тракту двигателя, параметров конструкции двигателя (моментов инерции, площадей проходных сечений, величин воздушных и газовых объемов) и схемы отбора воздуха и мощности. Структурная схема математической модели рассматриваемого двигателя представлена на рисунке 1.

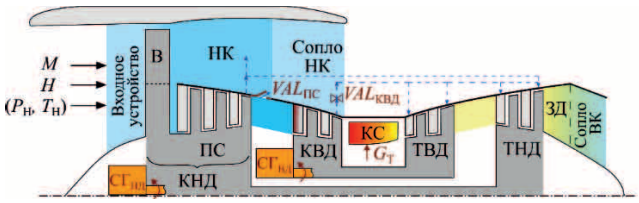


Рис. 1. Структурная схема математической модели ТРДД

В гибридном ТРДД при подводе дополнительной электрической мощности к валам двигателя изменяются условия совместной работы его узлов и, в зависимости от величины передаваемой на роторы электрической мощности, способа ее передачи (от внешнего источника или от электрогенератора на другом роторе) и направления (к РНД или к РВД), параметры рабочего процесса в двигателе и реакция САУ на такое изменение будут разными.

Для учета влияния гибридных технологий на рабочий процесс в газотурбинном двигателе в термогазодинамическую модель ТРДД введены математические модели подвода и отбора электрической мощности для обоих роторов двигателя. При этом рассматриваются следующие способы распределения электрической энергии:

1) отбор электрической мощности от РВД и ее подвод к РНД,

2) отбор электрической мощности от РНД и ее подвод к РВД,

3) подвод электрической мощности к РВД от внешнего источника,

4) подвод электрической мощности к РНД от внешнего источника,

5) подвод мощности от внешнего источника (ВИ) энергии к РВД и РНД в разных пропорциях (1:3, 1:1, 3:1).

Величина отбираемой и подводимой к роторам двигателя электрической мощности варьируется в размере 10, 30 и 50 % от газодинамической мощности, развиваемой турбиной высокого давления этого двигателя на режиме малого газа (далее – номинальной мощности Nт), что соответствует 180, 540 и 900 кВт.

Управление электрической мощностью реализуется в математической модели системы автоматического управления (САУ), которая воспроизводит все основные функции САУ: регулирование расхода топлива на установившихся и переходных режимах работы двигателя, ограничение предельных параметров рабочего процесса, управление входными направляющими аппаратами компрессора и клапанами отбора и перепуска воздуха за ПС и КВД.

Для целей настоящего исследования в контур управления расходом топлива на основных режимах

работы двигателя, помимо традиционного регулятора приемистости, определяющего ускорение ротора высокого давления $dn_к/dt$, введен «виртуальный» регулятор запасов ГДУ КВД $\Delta Ky_к$, позволяющий поддерживать их на заданном уровне.

3 Результаты исследования

Для оценки возможности уменьшения времени приемистости газотурбинного двигателя определено изменение параметров рабочего процесса двигателя на режиме приемистости от полетного малого газа (ПМГ) до максимального взлетного (МАХ), используемом при уходе самолета на второй круг. В качестве базового значения времени приемистости принята величина, равная 5 с, задаваемая в требованиях авиационных правил для газотурбинных двигателей магистральных самолетов. Математическое моделирование выполнено при мгновенном изменении электрической мощности в начале процесса приемистости при применении разных способов распределения мощности, представленных выше.

По результатам расчетов изменения параметров двигателя на режиме приемистости при традиционном способе управления расходом топлива, обеспечивающем поддержание заданного ускорения ротора высокого давления, показано, что подвод электрической мощности к РВД или к обоим роторам сразу позволяет повысить запасы ГДУ КВД в переходном процессе на 4–13 % и снизить заброс по температуре газа на ~50 К. При этом другие способы подвода электрической мощности к РНД от внешнего источника или от РВД не позволяют существенно повысить запасы ГДУ компрессора.

Дополнительные относительно исходных запасы газодинамической устойчивости компрессора, полученные при подводе электрической мощности к РВД или к обоим роторам двигателя одновременно, использованы для снижения времени приемистости путем включения в работу «виртуального» регулятора параметра ΔKy, программа управления которого выбрана из условия поддержания запасов ГДУ КВД на уровне двигателя традиционного облика.

Изменение времени приемистости и заброса по температуре газа на входе в турбину при управлении расходом топлива по программе поддержания заданного уровня запасов ГДУ КВД и подводе разной величины электрической мощности от ВИ только к РВД или одновременно к РВД и РНД в пропорции 3:1 показаны на рисунках 2 и 3.

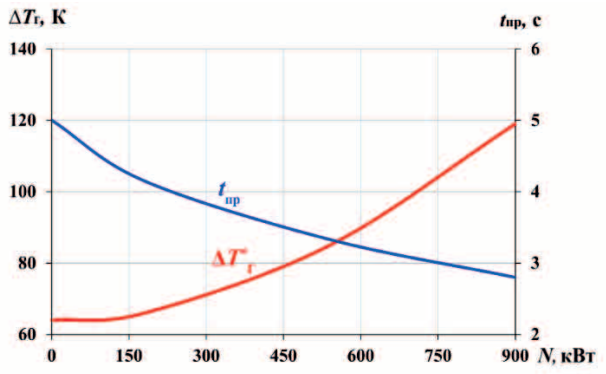


Рис. 2. Изменение времени приемистости и заброса по температуре газа на входе в турбину при подводе электрической мощности к РВД от ВИ

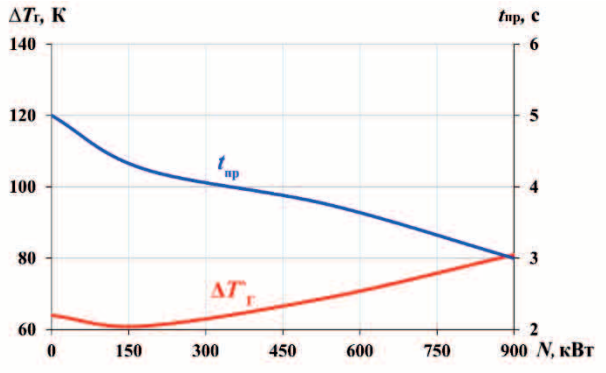


Рис. 3. Изменение времени приемистости и заброса по температуре газа на входе в турбину при подводе мощности от ВИ к РВД и РНД в пропорции 3:1

Выполненные расчеты показывают, что в случае подвода мощности только к РВД от внешнего источника или от РНД уменьшение времени приемистости до 2.8 секунд сопровождается существенным увеличением заброса температуры газа в камере сгорания (см. рисунок 2), что способствует повышению малоцикловой усталости и снижению ресурса двигателя.

Наиболее эффективным способом распределения электрической мощности для повышения динамических характеристик двигателя является подвод мощности от внешнего источника энергии одновременно к обоим роторам двигателя. Такой способ позволяет снизить время приемистости на 2 секунды при сохранении требуемых запасов ГДУ КВД и допустимого заброса по температуре газа, не превышающего исходную величину более чем на 20 К (см. рисунок 3).

4 Заключение

Повышение запасов ГДУ КВД в гибридном ТРДД параллельной схемы может быть достигнуто при подводе мощности к ротору высокого давления или одновременно к обоим роторам двигателя. Дополнительные относительно исходных запасы газодинамической устойчивости компрессора могут

быть использованы для снижения времени приемистости.

Подвод мощности к ротору низкого давления от внешнего источника или от ротора высокого давления приводит к снижению запасов газодинамической устойчивости компрессора в переходном процессе или незначительному их повышению (не более чем на 1 %).

Наиболее эффективным способом распределения электрической мощности для повышения динамических характеристик двигателя является подвод мощности от внешнего источника энергии одновременно к обоим роторам двигателя. Такой способ позволяет снизить время приемистости на 2 секунды при сохранении требуемых запасов ГДУ КВД допустимого заброса по температуре газа.

Список использованных источников

[1] Kloos V., Speak T., Sellick R., Jeschke P. Dual drive booster for a two-spool turbofan: high shaft power offtake capability for MEA and hybrid aircraft concepts // Proc. ASME Turbo Expo 2018 Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Oslo, Norway, 2018.

[2] Lents C., Hardin L., Rheaume J., Kohlman L. Parallel hybrid gas electric geared turbofan engine conceptual design and benefits analysis // Proc. 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, USA, 2016.

[3] Bradley M., Droney K. Subsonic ultra green aircraft research: phase II – volume II – hybrid electric design exploration // NASA contractor report, 2015, NASA/CR-2015-218704/VOL2.

[4] Culley D., Kratz J., Thomas G. Turbine electrified energy management (TEEM) for enabling more efficient engine designs // Proc. 2018 Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, USA, 2018.

[5] Kratz J., Culley D., Thomas G. A control strategy for turbine electrified energy management // Proc. AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, Indianapolis, IN, USA, 2019.

[6] Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / Под ред. д-ра техн. наук, проф. О.С. Гуревича. М. : Торус Пресс, 2011. 208 с.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА ПРИ УПРАВЛЕНИИ АВИАЦИОННЫМ ГТД

О.С. Гуревич, С.А. Сметанин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены основные направления интеллектуализации авиационных ГТД, включающие применение регулируемых надроторных устройств для управления запасами ГДУ компрессора, методы управления радиальными зазорами турбин, расходом топлива в малоэмиссионную камеру сгорания, применение бортовой математической модели двигателя в программном обеспечении электронного регулятора, методов предиктивного управления, интегрированное управление двигателем и силовой установкой.

FEATURES OF ARTIFICIAL INTELLIGENCE APPLICATION IN AVIATION GTE CONTROL

O.S. Gurevich, S.A. Smetanin
CIAM, Moscow, Russia

The main directions of intellectualization of aviation GTE are considered, including the use of adjustable stator devices to control compressor surge margins, methods of controlling the turbine radial clearances and fuel flow in low-emission combustion chamber, application of the on-board engine model in the electronic control unit software, predictive control methods, and integrated control of the engine and power plant.

1 Введение

Применение технологий искусственного интеллекта может рассматриваться как способ решения сложных инженерных задач в условиях дефицита исходных данных. Согласно ГОСТ Р 59277-2020 [1] и Национальной стратегии развития [2] под искусственным интеллектом понимается комплекс технологических решений, позволяющий имитировать когнитивные функции человека (включая поиск решений без заранее заданного алгоритма) и получать при выполнении конкретных задач результаты, сопоставимые с результатами интеллектуальной деятельности человека или превосходящие их.

Имеющаяся нормативная база по терминологии, классификации и методам искусственного интеллекта не учитывает специфику их конкретного применения. Очевидно, такая специфика должна определяться в процессе поиска возможных подходов к интеллектуализации и оценки результатов их использования. Это относится и к области авиационного двигателестроения, где применение искусственного интеллекта должно позволить создать интеллектуальный двигатель, характеристики которого адаптируются к изменению условий эксплуатации, возникающих в полете и часто не доступных для предварительного учета. К ним можно отнести износ, повреждения, обледенение, атмосферные условия и ряд других.

Возможности интеллектуализации двигателя путем изменения его конструкции ограничены. В основном они состоят во введении в конструкцию регулируемых элементов, способных повлиять на протекание рабочего процесса. Но приведение их в действие с целью получения необходимого эффекта осуществляется системой автоматического управления (САУ) двигателем. Обратим внимание на тот факт, что в более широком понимании автоматическое управление в принципе представляет собой в современной терминологии аспект искусственного интеллекта, при котором обучение системы выполняется с применением математического аппарата теории автоматического управления путем разработки алгоритмов управления и принятия решений о способах их применения для адаптации характеристик объекта управления к условиям эксплуатации. Именно система автоматического управления является носителем интеллекта авиационного двигателя и на ее долю приходится порядка 90 % интеллектуальных возможностей. Поэтому основной акцент при решении проблемы создания интеллектуальной силовой установки должен быть сделан на поиске возможности расширения интеллектуальных свойств ее САУ.

В качестве направлений работ в этой области могут быть выделены:

- управление с обратной связью узлами двигателя, позволяющее оптимизировать запасы газодинамической устойчивости, зазоры в лопаточных машинах, экологические характеристики, отборы воздуха и механической мощности, тепловое состояние двигателя;

- применение бортовой математической модели «виртуальный двигатель» для повышения надежности САУ и качества управления двигателем;

- интегрированное управление двигателем и полетом в соответствии с задачами полета, позволяющее осуществить адаптацию характеристик двигателя к задачам полета, улучшение эффективных характеристик СУ, повышение качества траекторного управления.

- использование нечеткой логики и нейронных сетей для управления и контроля.

- предиктивное управление.

Ниже рассмотрены примеры решения некоторых задач из перечисленных направлений.

2 Управление запасами газодинамической устойчивости

Важной проблемой является обеспечение газодинамической устойчивости рабочего процесса в двигателе на всех режимах его работы при наличии неравномерности потока на входе в двигатель и внешних возмущений. Одним из способов расширения диапазона устойчивой работы компрессоров является применение надроторных устройств (НРУ) [3]. Такие надроторные устройства с неизменяемыми параметрами конструкции позволяют улучшить характеристики компрессоров в ограниченном диапазоне режимов работы двигателя. При этом на других режимах характеристики компрессора могут ухудшиться. Устранить этот недостаток может применение регулируемых НРУ и методов управления ими для интеллектуальной многорежимной оптимизации.

3 Замкнутое управление зазорами в лопаточных машинах

Утечки в радиальных зазорах лопаточных машин между периферийными кромками лопаток и внутренней поверхностью корпуса являются одними из основных причин снижения КПД турбомашины. Увеличение радиальных зазоров в лопаточных машинах ГТД на 1 % может приводить к снижению КПД двигателя на ~3 % и перерасходу топлива на ~10 % [4].

При проектировании ГТД радиальные зазоры в турбомашинах выбираются с учетом низкочастотных деформаций роторов и корпусов из-за тепловых нагрузок и центробежных сил, высокочастотных радиальных смещений роторов. Величина зазора также меняется при износе двигателя в процессе эксплуатации (эрозионный износ лопаток, нагар и т.д.).

Для сохранения радиальных зазоров в компрессорах и турбинах необходимы системы управления зазорами, позволяющие изменять их величину на различных эксплуатационных режимах. Современные авиационные двигатели оснащаются разомкнутыми системами управления радиальными зазорами, в которых величина зазора не измеряется, а корректируется по косвенным признакам, характеризующим режим работы двигателя.

Применение замкнутой системы управления радиальными зазорами с использованием измерителей зазора позволит повысить точность регулирования и оптимизации характеристик двигателя.

При этом вместо физических измерителей радиальных зазоров для замкнутого управления ими в лопаточных машинах может быть использована бортовая термогазодинамическая математическая модель двигателя (БМД) с моделью расчета величины зазора.

4 Распределение подачи топлива в малоэмиссионной камере сгорания

Снижение выброса вредных веществ ГТД с малоэмиссионной камерой сгорания (МЭКС) может быть достигнуто путем адаптации процесса подачи топлива в разные зоны горения к режиму работы двигателя и условиям полета [5].

Для этого в МЭКС необходима многостадийная подача топлива в зоны диффузионного и гомогенного горения. В диффузионные зоны с высокой температурой горения производится раздельная подача в форсунки топлива и воздуха, а в гомогенные – подача предварительно подготовленной гомогенной смеси из воздуха и испарившегося топлива.

Такое распределение топлива может быть выполнено электроприводной системой топливопитания, входящей в цифровую электронную интеллектуальную САУ двигателя (САУ типа FADEC). В этой системе для каждого коллектора форсунок используется отдельный насос с электрическим приводом, регулируемым по частоте вращения для изменения подачи топлива.

Цифровой электронный регулятор в такой системе содержит работающую в реальном масштабе времени бортовую математическую модель двигателя, в состав которой входит математическая модель эмиссии (ММЭ) в камере сгорания [6]. В ММЭ определяются величины параметров, характеризующих уровень эмиссии NOx и CO_2, и на их основе в САУ формируются сигналы управления электроприводами насосов.

5 Управление на основе бортовой математической модели «виртуальный двигатель»

Расширение интеллектуальных свойств двигателя может быть достигнуто применением встроенной в его САУ математической модели двигателя (бортовой модели, «виртуального двигателя»). Применение для этих целей моделей не феноменологических, а основанных на описании протекающих в двигателе термогазодинамических процессов, позволит повысить достоверность выявления и компенсации отказов аппаратуры САУ, осуществить локализацию отказов в двигателе, реализовать управление двигателем по параметрам, более точно характеризующим его состояние, но не доступным для измерения, таким как тяга, запасы газодинамической устойчивости, температура газа в камере сгорания, коэффициент избытка воздуха и др. [7].

Необходимыми условиями применения таких математических моделей являются достаточно высокая точность расчетов (погрешность менее 3–5 %), возможность их функционирования в реальном времени в составе электронного регулятора САУ, а также идентификация модели в процессе эксплуатации.

6 Предиктивное управление

Методы предиктивного управления при совместном использовании с БМД могут позволить оптимизировать управление двигателем при отклонении характеристик его узлов от оптимальных, например при наличии износа. Принцип работы САУ, построенной с использованием методов предиктивного управления, иллюстрирует рисунок 1 [8].

Рис. 1. Принцип работы предиктивного управления

В каждом цикле работы электронного регулятора проводится идентификация и линеаризация нелинейной модели двигателя в окрестности текущей рабочей точки, после чего полученная линейная модель используется для решения задачи оптимизации управления с целью получения требуемых характеристик двигателя (по экономичности, динамическим свойствам) за конечный интервал времени. В результате формируется массив управляющих воздействий, необходимых для достижения поставленной цели u(k),…,u(k+n). При этом для управления регулирующими факторами передается только первая команда из массива u(k), после чего проводится новый цикл расчета с определением обновленного массива оптимальных управляющих воздействий.

7 Интегрированное управление двигателем и полетом

Еще одним из направлений интеллектуализации САУ является интегрированное управление силовой установкой (СУ), при котором управление рабочим процессом в двигателе, воздухозаборнике, многофункциональном сопле ставится в зависимость от режима или этапа полета, управления самолетом или использования установленного на нем оборудования [9]. В этом случае СУ вместо заранее определенных и неизменных свойств будет иметь гибкие характеристики, видоизменяемые в полете методами и средствами управления.

Цель интегрированного управления состоит в более глубоком использовании возможностей СУ на самолете средствами автоматического управления для лучшей адаптации ее характеристик к режимам полета.

Интегрированное управление силовой установкой позволит получить характеристики двигателя и СУ в целом, наилучшие для конкретных условий полета, например, повысить экономичность двигателя в крейсерском полете, маневренность многорежимного самолета, обеспечить необходимые запасы газодинамической устойчивости при действии сильных возмущений (внешних и внутренних) и т.п.

8 Заключение

Применение искусственного интеллекта при управлении авиационным двигателем позволят осуществить: замкнутое управление радиальными зазорами и запасами ГДУ компрессора, адаптивное распределение топлива в малоэмиссионных камерах сгорания, управление по рассчитываемым в бортовой математической модели параметрам, позволяющее в перспективе применить предиктивное управление двигателем, интегрированное управление двигателем и ЛА.

Возможность выполнения рассмотренных функций искусственного интеллекта обеспечивается изменением аппаратурного построения САУ и конструкции двигателя: переходом к распределенной архитектуре САУ, применением электрических технологий в системах топливопитания и смазки, созданием новых конструкций, позволяющих эффективно управлять узлами двигателя.

Проводимые в России и за рубежом исследования в этой области свидетельствуют о возможности значительного улучшения характеристик двигателя и ЛА посредством интеллектуализации САУ ГТД.

Список использованных источников

[1] ГОСТ Р 59277-2020. Системы искусственного интеллекта. Классификация систем искусственного интеллекта. – М. : Стандартинформ, 2021.

[2] Национальная стратегия развития искусственного интеллекта на период до 2030 года : утв. указом Президента Рос. Федерации от 10 октября 2019 г. № 490. – 2019. – 23 с.

[3] Gelmedov F.Sh., Mileshin V.I., Kozhemyako P.G., Orekhov I.K. Stall margin improvement in three-stage low pressure compressor by use of slot type casing treatments // ASME Turbo Expo 2014, GT2014-26298, 2014.

[4] Попов К.М., Мухтаров М.Х., Киселев Л.И., Сафронов И.В. Влияние радиального зазора и бандажирования рабочих лопаток на потери КПД в высоконагруженных охлаждаемых турбинах // Труды ЦИАМ № 911, 1980.

[5] Гуревич О.С., Гулиенко А.И. Интеллектуальная система управления распределенной подачей топлива в малоэмиссионную камеру сгорания // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2010-2014). М.: ЦИАМ, 2015.

[6] Августинович В.Г., Фатыков А.И., Грибков И.Н. Математическая модель для управления малоэмиссионной камерой сгорания // Сб. тезисов НТКД-2018, 2018.

[7] Системы автоматического управления авиационными силовыми установками: сборник научных трудов / Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» ; под ред. О.С. Гуревича. – М. : ЦИАМ, 2020. – 126 с.

[8] Litt J.S., Simon D.L., Garg S., Guo T.-H. et al. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems // Journal of Aerospace Computing, Information and Communication. 2004. Vol. 1. P. 543–563.

[9] Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета./ под общ. ред. О.С. Гуревича. – М. : Машиностроение, 1993. – 304 с.

ПРИНЦИПЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ АГРЕГАТОВ САУ ГТД ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ СОСТОЯНИЮ

О.С. Гуревич, А.И. Гулиенко, И.К. Коваленко, С.А. Сметанин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены особенности применения стратегий эксплуатации по техническому состоянию к агрегатам САУ ГТД. Отмечено, что основой для перевода агрегатов САУ является возможность осуществления оценки их технического состояния в процессе эксплуатации. При этом проблемным является осуществление диагностики в эксплуатации гидромеханических агрегатов.

PRINCIPLES OF EXPLOITATION OF GAS TURBINE ENGINE CONTROL UNITS TO ACCORDING TECHNICAL CONDITION

O.S. Gurevich, F.I. Gulienko, I.K. Kovalenko, S.A. Smetanin
CIAM, Moscow, Russia

The features of the application of exploitation strategies according to the technical condition to the gas turbine engine control units are considered. It is noted that the basis for the transfer of control units is the possibility of assessing their technical condition during exploitation. At the same time, the implementation of diagnostics in the exploitation of hydromechanical units is problematic.

В настоящее время эксплуатация агрегатов САУ ГТД в основном производится по ресурсу (ЭР). При такой стратегии агрегаты используются до тех пор, пока их наработка не достигнет заданной величины (ресурса до капитального ремонта, назначенного ресурса или срока службы), после чего следует списание или ремонт агрегата.

Несмотря на простоту оперативного техобслуживания агрегатов САУ по ресурсу (фиксированной наработке), обусловленную относительно низкой их удельной трудоемкостью по отношению к трудоемкости работ по техобслуживанию двигателя (~3-5%), такая эксплуатация экономически не эффективна, прежде всего, из-за необходимости наличия оборотного фонда агрегатов и проведения не всегда оправданных капитальных ремонтов.

Альтернативой стратегии ЭР является переход на эксплуатацию по техническому состоянию (ЭТС), которая предполагает снятие агрегата с эксплуатации только при достижении им технического состояния, не позволяющего ее продолжение. ЭТС позволяет отказаться от назначения межремонтного ресурса, реализовав адаптивную к условиям эксплуатации наработку агрегатов систем автоматического управления и топливопитания и уменьшив необоснованный съем агрегатов, снизить расходы по материально-техническому обеспечению эксплуатации. Это обеспечивается уменьшением необходимых объемов обменных фондов агрегатов, структурой эксплуатационных затрат, включающих затраты разработчика на подтверждение ресурса, эксплуатирующей организации - на работы по замене агрегата, поддержание технической оснащенности) и затраты на логистическую поддержку склада запасных агрегатов.

Согласно нормативным документам управление ресурсами агрегатов и комплектующих изделий (КИ) авиатехники и их эксплуатация осуществляется по следующим стратегиям [1, 2]:

СУР(а): Установление и увеличение всех видов ресурсов на основании результатов ресурсных испытаний, опыта эксплуатации и результатов расчетов долговечности.

СУР(б): Установление и увеличение назначенного ресурса на основании результатов их ресурсных испытаний. Эксплуатация агрегатов осуществляется по техническому состоянию без обязательного съема для ремонта до достижения установленного назначенного ресурса.

СУР(в): Установление и увеличение назначенного ресурса на основании использования экспериментально обоснованных методов расчета и обобщения опыта эксплуатации прототипов. Эксплуатация агрегатов осуществляется по техническому состоянию без обязательного съема для

ремонта до достижения установленного назначенного ресурса.

СУР(г): Ресурсы агрегатов и комплектующих изделий не устанавливаются.

Рассмотрим отличия четырех стратегий управления ресурсом с учетом возможности перевода агрегатов на эксплуатацию по техническому состоянию.

Стратегия СУР(а) не относится к эксплуатации по техническому состоянию, т.к. эксплуатация осуществляется с фиксированной наработкой для обязательного съема с эксплуатации при отработке любого из установленных видов ресурса.

Стратегии СУР(б) и СУР(в) также используют ресурсные ограничения, устанавливаемые на основе разных способов их назначения. При этом при стратегии СУР(б) для подтверждения назначенного ресурса необходимо проводить испытания, а при стратегии СУР(в) назначенный ресурс определяется на основании использования экспериментально обоснованных методов расчета и обобщения опыта эксплуатации прототипов рассматриваемого агрегата.

Только в стратегии СУР(г) ограничения по ресурсу не устанавливаются совсем, а эксплуатация агрегатов осуществляется по результатам анализа и обобщения статистических данных по эксплуатации парка агрегатов с контролем уровня надежности, т.е. на основе оценки технического состояния.

Последовательное введение в эксплуатацию стратегий СУР(б) и СУР(в) позволяет выполнить эти условия по мере увеличения наработки и систематизации результатов эксплуатации с тем, чтобы перейти к использованию стратегии СУР(г).

Решение о выборе стратегии управления ресурсом агрегатов САУ зависит от условий эксплуатации парка двигателей. Так при малых налете и парке двигателей и, соответственно, малом парке агрегатов может оказаться выгоднее эксплуатировать агрегаты «с фиксированным ресурсом» из-за дороговизны сервисного оборудования, необходимого для контроля технического состояния. Поэтому на однотипных двигателях в разных авиакомпаниях могут применяться разные стратегии управления ресурсом агрегатов.

Для применения стратегии СУР(г) в эксплуатации разработчик агрегатов должен иметь [2]:

- систематизированный банк данных по надежности разработанных ранее и находящихся в эксплуатации агрегатов, а также алгоритмов и программного обеспечения обработки статистических данных;
- материалы расчетно-экспериментального анализа ресурсных возможностей агрегата;
- систему сбора, обобщения и анализа статистических данных, а также других необходимых данных.

В Методике перевода агрегатов САУ ГТД гражданской авиации на эксплуатацию по техническому состоянию [3] имеется следующее примечание к возможным стратегиям управления ресурсами агрегатов систем автоматического управления и топливопитания:

«*По мере накопления опыта эксплуатации цифровых электронных САУ с полной ответственностью, оборудованных развитыми встроенными системами контроля и диагностики, могут быть разработаны другие стратегии управления ресурсами, например, допускающие эксплуатацию с определенными категориями отказов в пределах заданных интервалов времени».*

Применение стратегии ЭТС при эксплуатации электронных цифровых регуляторов ГТД по техническому состоянию с контролем уровня безотказности в настоящее время стало возможным благодаря достигнутому уровню их совершенства. В них используются аппаратное и программное резервирование компонентов регулятора, датчиков и исполнительных элементов, компенсация отказов, имеется возможность перехода на альтернативные программы управления, и т.п. Конструктивно-технологические решения отдельных элементов, узлов, изделий и систем в целом даже при появлении неисправностей, обеспечивают возможность выполнения одного или нескольких полетов до момента устранения этой неисправности (принцип «безопасной неисправности»).

Для электронных регуляторов определенного применения возможна эксплуатация по техническому состоянию без обязательного последовательного перехода со стратегии СУР(а) на стратегии СУР(б), (в), (г).

Порядок такой эксплуатации должен соответствовать требованиям действующей НТД, например, [3].

При анализе показателей безотказности для наиболее полного использования имеющейся информации, целесообразно использовать расчетно-экспериментальный метод оценивания. Основной информацией о показателях безотказности являются результаты ресурсных испытаний (включая ЭЦИ и ускоренные испытания) и эксплуатации двигателя в отчетном периоде или на регламентированных этапах подтверждения показателей безотказности регулятора или двигателя.

При оценивании количественных показателей безотказности также могут использоваться результаты автономных испытаний, эксплуатации близкого аналога, если условия его применения в типовом полетном цикле сопоставимы с условиями применения рассматриваемого регулятора.

В анализе безотказности применяются показатели, содержащиеся в ТЗ на разработку агрегата, например, наработки на отказ, приводящий к выключению двигателя в полете $T_{по}$ и на отказ, приводящий к съему регулятора $T_{с}$.

Подтверждением выполнения требований к показателям безотказности, при которых перевод на эксплуатацию согласно СУР(г) возможен [4], является превышение нижними доверительными границами показателей соответствующих нормированных уровней показателей безотказности.

Требуемыми являются заданные (нормированные) уровни показателей безотказности для одного из этапов подтверждения в эксплуатации, выбранного разработчиком (изготовителем), в зависимости от имеющейся наработки в эксплуатации. Этапами, на которых производится подтверждение показателей безотказности, является суммарная полетная наработка в часах: 10^5, $3{\cdot}10^5$, 10^6, $3{\cdot}10^6$, 10^7 [5].

Требования по безотказности, выполнение которых необходимо для перехода к стратегии СУР(г), считаются выполненными, если выполнены все заданные (нормированные) показатели. При невыполнении хотя бы одного из заданных (нормированных) требований, требования по безотказности признаются не выполненными.

В настоящее время методы оценки технического состояния гидромеханических агрегатов САУ в эксплуатации проработаны недостаточно, практически отсутствуют средства диагностики таких устройств для контроля их характеристик. Оценка технического состояния проводится обычно после снятия их с двигателя. Это объясняется сложностью конструкций гидромеханических агрегатов, невозможностью оценки состояния их внутренних элементов без разборки.

Основой для эксплуатации по техническому состоянию является возможность контроля работы агрегатов в эксплуатации. Для электронных регуляторов эта задача решается с помощью встроенной в них системы собственного контроля и диагностики, что практически невозможно выполнить для гидромеханических агрегатов.

Методы оценки состояния гидромеханических агрегатов для осуществления эксплуатации по стратегии СУР(г) необходимо строить на других принципах. Для агрегатов, находящихся в эксплуатации и разработанных без учета необходимости применения ЭТС, для диагностики технического состояния могут использоваться, например, параметры, измеряемые в системе контроля двигателя: давление и температура топлива, перепад давления на фильтрах, наличие стружки, положение регулировочных элементов, предусмотренных в конструкции).

При новых разработках в конструкции агрегатов может быть предусмотрена установка дополнительных датчиков, позволяющих без снятия с двигателя анализировать изменение в процессе эксплуатации вибраций корпуса, пульсаций давления топлива, повышения температуры топлива в насосах и т.п. Определение степени их изменения в сравнении с выработанными критериями допустимости могут быть применены для принятия решения о возможности продолжения эксплуатации. При этом не исключаются контрольные проверки состояния агрегатов с разборкой при выполнении регламентных работ.

Список использованных источников

[1] ОСТ 1 02776-2001. Эксплуатация техническая авиационной техники по состоянию. Основные положения.

[2] Временное Положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих изделий. ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», 2006.

[3] Методика перевода агрегатов САУ ГТД гражданской авиации на эксплуатацию по техническому состоянию. ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова», 2004.

[4] ОСТ 1 00788-2000 Двигатели газотурбинные для самолетов. Общие требования по контролепригодности.

[5] ОСТ 1 00497-97 Методы оценки и анализа показателей надежности самолетов (вертолетов) при их эксплуатации.

ПРИНЦИПЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕОБХОДИМОЙ МОЩНОСТИ ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ В ЭЛЕКТРОПРИВОДНЫХ СИСТЕМАХ ТОПЛИВОПИТАНИЯ И СМАЗКИ ГТД

О.С. Гуревич[1], А.И. Гулиенко[1], Ю.М. Щуровский[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Показано, что при определении мощности электроприводов в электроприводных системах топливопитания и смазки ГТД необходимо учитывать полётный цикл ГТД, возможность перегрузки электропривода по току, двухфазность рабочей среды.

PRINCIPLES OF DETERMINIG THE REQUIRED POWER OF ELECTRIC DRIVES IN ELECTRIC DRIVE SYSTEMS OF FUEL SUPPLY AND LUBRICATION OF A GAS TURBINE ENGINE

O.S. Gurevich[1], A.I. Gulienko[1], Y.M. Shchurovskiy[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The article shows that it is necessary to take into account the flight cycle of the gas turbine engine, the possibility of overload of the electric drive, and the two-phase operating environment when determining the power of electric drives in electric fuel supply and lubrication systems of the gas turbine engine.

1 Введение

Применение электрических систем в газотурбинных двигателях является одним из способов улучшения их характеристик.

В «электрическом» ГТД электроприводы используются для вращения насосов систем подачи топлива и смазки, перемещения органов механизации проточной части двигателя. Они должны иметь достаточную мощность, минимальную массу и высокую надёжность. Их статические и динамические характеристики должны обеспечить требуемые точность регулирования и скорость изменения управляющего воздействия.

В стационарных энергетических установках выбор параметров электропривода для вращения насосов систем подачи топлива и смазки определяется, в основном, требованием наличия достаточной мощности, и не имеет, в отличие от авиационного применения, жестких ограничений по массе привода.

В связи с этим в таких системах для авиационного двигателя важно определить принципы выбора характеристик электрических приводов, позволяющие получить требуемые их параметры при минимальной массе.

2 Учёт типового полётного цикла

В электрических системах ГТД в качестве электрического привода необходимы электродвигатели, регулируемые по частоте вращения, например, бесконтактные электрические двигатели вентильного типа с постоянными магнитами на роторе.

Очевидно, что чем меньше мощность электрического двигателя, тем меньше его масса. При выборе параметров такого двигателя важно учитывать такую его характеристику, как возможность работы в режиме перегрузки по мощности (току). Перегрузка по току – это способ кратковременного увеличения мощности без увеличения массы электродвигателя. Она является допустимым режимом работы электродвигателя [1].

Использование этого режима работы электродвигателя для авиационных систем топливопитания и смазки становится возможным, если учесть, что максимальные величины расхода рабочего тела в этих системах не требуются непрерывно, а нужны лишь незначительное время в течение полётного цикла. В итоге учёт полётного цикла является важным условием правильного выбора мощности электропривода, так как она может быть выбрана применительно к режиму меньшей мощности, например, для наиболее продолжительной части полёта – крейсерскому режиму. На этом режиме требуются существенно меньшие величины подачи топлива в системе топливопитания и масла в системе смазки, чем на кратковременном максимальном (взлётном) режиме работы двигателя. Максимальный режим работы двигателя можно будет обеспечить при

использовании работы электропривода в режиме перегрузки по току [2].

В качестве примера на рис. 1 показано изменение потребной мощности (N) шестерённого топливного насоса высокого давления и его частоты вращения (n) в типовом полётном цикле (ТПЦ) продолжительностью $t = 2$ часа для двигателя среднемагистрального самолёта. Видно, что на самом длительном крейсерском режиме полёта потребляемая насосом мощность составляет около 4% мощности на самом коротком взлётном режиме, где она максимальна.

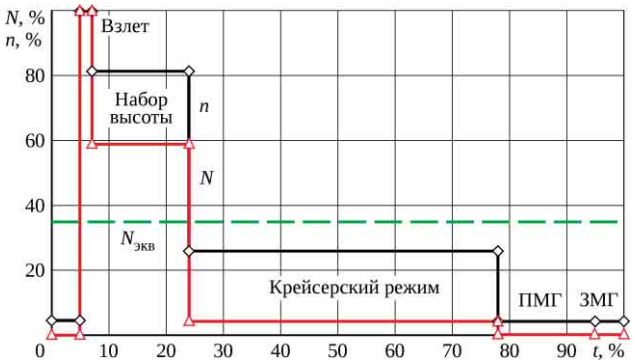


Рис. 1. Изменение частоты вращения и мощности шестерённого насоса в ТПЦ

ЗМГ – земной малый газ; ПМГ – полётный малый газ

При выборе проектной (номинальной) мощности электропривода представляется целесообразным использовать понятие эквивалентного цикла работы электропривода по мощности, применяемое в подобных случаях для приводов энергетических установок [3]. Эквивалентный цикл – аналог полётного цикла, позволяющий учесть время работы привода на разных этапах полёта самолёта.

Эквивалентная мощность ($N_{экв}$) может быть рассчитана по следующему соотношению [3]:

$$N_{\text{экв}} = \sqrt{\sum_{i=1}^{m}(t_i \cdot N_i^2) / \sum_{i-1}^{m} t_i} \qquad (1)$$

где: N_i – мощность на i-том режиме длительностью t_i.

Величина $N_{экв}$ меньше максимального значения мощности ($N_{мах}$) и, следовательно, масса электропривода такой мощности также будет меньше. Отношение максимальной (пиковой) мощности к эквивалентному значению характеризует перегрузочную способность электропривода, определяемую коэффициентом $k_{пер}$. Величина $k_{пер}$ находится в пределах 1.8 … 3.0 для двигателей постоянного тока и асинхронных двигателей, 2 … 2.5 – для синхронных двигателей, 5 … 7 - для вентильных двигателей с постоянными магнитами.

На наиболее длительном крейсерском режиме для получения наибольшего ресурса электропривода целесообразна работа без перегрузки. Величина эквивалентной (проектной) мощности, как правило, выше потребной мощности на крейсерском режиме полёта. Получаемая проектная величина мощности электропривода показана штриховой линией на рис. 1.

В работе [3] показано, что использование 5-ти кратной перегрузочной способности электродвигателя позволило снизить его массу примерно в 2 раза. Снижению массы блока управления способствовала его интеграция с корпусом электродвигателя и охлаждение топливом силового модуля блока управления.

3 Учёт двухфазности рабочей среды

Экспериментальные исследования систем смазки ГТД [4] показывают, что двухфазность рабочей среды приводит к увеличению мощности электроприводов, необходимой для прокачки с требуемыми характеристиками.

Здесь уже, в первую очередь, речь идёт об определении необходимой мощности, которая, из-за двухфазности рабочей среды, требуется большей, чем в случае, когда её нет. А если учесть и полётный цикл, то эту мощность можно уменьшить, как и в системе топливопитания, по тем же критериям: применить кратковременную перегрузку по току на режимах, где требуется повышенная мощность.

Количество воздуха в масле на отдельных участках тракта системы смазки по данным, содержащимся в различных источниках [5, 6], составляет до 10% уже на выходе из маслобака, 30…70% на выходе из полостей подшипников, 15…40% на выходе из откачивающих насосов.

Двухфазная смесь является сплошной сжимаемой средой [5]. Для изоэнтропического процесса сжатия уравнение состояния имеет вид $P/\rho^{k_э} = \text{const}$, а показатель изоэнтропы смеси определяется из выражения [7]:

$$k_э = 1/\left[\frac{1-\alpha}{k_ж} + \frac{\alpha}{k_г}\right] \qquad (2)$$

где: α - коэффициент объёмного газосодержания смеси; $k_ж$ и $k_г$ – показатели изоэнтропы жидкой и газовой фаз.

Учитывая, что $\rho = \rho_1(P_2 / P_1)^{1/k_э}$, получим выражение расчёта работы сжатия $H_{см}$ смеси:

$$H_{\text{см}} = \int_{P_1}^{P_2} \frac{\partial P}{\rho} = \frac{P_1}{\rho_1} \frac{k_э}{k_э - 1} \left[\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\left(1-\frac{1}{k_э}\right)} - 1\right] \qquad (3)$$

где: P_1 и ρ_1 - плотность и давление на входе в насос; P_2 - давление на его выходе.

Величина мощности насоса $N_{см}$ определяется из соотношения:

$$N_{\text{см}} = \frac{H_{\text{см}} \cdot G_{\text{н}}}{\eta_{\text{н}}} \quad (4)$$

где: $G_н$ - массовый расход через насос.

Для жидкости $\alpha = 0$ и уравнение (3) принимает известный вид:

$$N_{\text{ж}} = \frac{(P_2 - P_1) \cdot Q_{\text{н}}}{\eta_{\text{н}}} \quad (5)$$

а для газа $\alpha = 1$ и уравнение адиабатической работы сжатия

$$H = \frac{k}{k-1} \cdot RT_1 \cdot \left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1\right) \quad (6)$$

где: k – показатель адиабаты; $\pi = P_2 / P_1$; R и T_1 – газовая постоянная и температура газа.

Таким образом, используя уравнения (2-4) можно рассчитать мощность насоса $N_{см}$ с учётом объёмного газосодержания смеси α на его входе. Рассчитанные согласно (4) значения мощности $N_{см}$ шестерённого насоса при прокачке мелкодисперсной смеси на базе минерального масла МС-8П с объёмным газосодержанием α в диапазоне 0.1…0.5 дает её значения на 10…15% большие, чем для чистого масла.

4 Заключение

Методика выбора характеристик электропривода, основанная на учёте полётного цикла ГТД, двухфазности рабочей среды, возможности перегрузки электропривода по току, позволяет снизить массу этих систем.

Список использованных источников

[1] ГОСТ IEC 61800-5-1-2019 Системы силовых электрических приводов с регулируемой скоростью. Часть 5-1. Требования безопасности. Электро-, тепло- и энергобезопасность: межгосударственный стандарт: дата введения 2019-10-30 / Евразийский совет по стандартизации, метрологии и сертификации. – Изд. Официальное. – Минск, 2019. 102 с.

[2] Gurevich O.S., Gulienko A.I. Concept to select characteristics of electric drives for fuel supply systems of aircraft gas turbine engines. 2019. 3 p. (*2019 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS)*, *Ufa, 20-25 October 2019; paper 58*).

[3] *Авиационные центробежные насосные агрегаты* / Л.С. Аринушкин, Р.Б. Абрамович, А.Ю. Полиновский и др. М.: Машиностроение, 1967. 255 с.

[4] Щуровский Ю.М. Исследование особенностей построения и выбора характеристик регулируемых электроприводных систем смазки ГТД: Дисс. канд. Технических наук: 05.07.05. Москва, 2021. 131 с.

[5] Gurevich O.S., Gulienko. A.I., Shchurovsky Y.M. Investigation of architecture and characteristics of oil system with electrically driven pumps for gas turbine engine, Moscow, Russia. (*XXIII International Symposium of Air Breathing Engines (ISABE), Manchester, England, September 3-8, 2017)*.

[6] Поликовский В.И. Самолётные силовые установки. М.: Оборонгиз, 1952. 600 с.

[7] Алешин В.С. К определению адиабатической сжимаемости, показателя изоэнтропы и других свойств двухфазных сред // *Атомная энергия*. 1980. Т. 48. № 1. С. 24-28.

АСПЕКТЫ ВВЕДЕНИЯ УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫХ АЛГОРИТМОВ ЗАЩИТЫ ТУРБИН ГТД ОТ РАСКРУТКИ

Г.С. Васильев[1], Е.В. Рабец[1]
[1] АО «ОДК – Климов», Санкт-Петербург

Отражены предпосылки для разработки и внедрения новых алгоритмов защиты турбин ГТД от раскрутки, описан основной принцип их работы, приведён результат экспериментального опробования нового алгоритма защиты свободной турбины ТВаД, а также представлен способ обоснования безопасности и надёжности новых алгоритмов.

AN ASPECTS OF INTRODUCING ADVANCED ALGORITHMS FOR PROTECTING GTE TURBINES FROM OVERSPINNING

G.S. Vasilev[1], E.V. Rabets[1]
[1]JSC “UEC – Klimov”, Saint-Petersburg, Russia

The article reflects the prerequisites for the development and implementation of new algorithms for protecting GTE turbines from overspinning, describes the basic principle of their operation, presents the results of experimental testing of a new algorithm for protecting the free turbine of turboshaft engine, and presents a method for justifying the safety and reliability of new algorithms.

1 Введение

Ситуация разрыва связи турбины с нагрузкой является крайне опасной из-за возможности раскрутки диска турбины до разрушающей частоты вращения.

Распространённые в настоящее время системы защиты можно разделить на две основные составляющие: гидромеханическая система прекращения подачи топлива в камеру сгорания (КС) двигателя (не рассматривается в данной работе) и алгоритм определения факта разрыва в электронном блоке управления (алгоритм защиты). «Классический» алгоритм защиты свободной турбины (СТ) ТВаД от раскрутки принципиально прост – разрыв определяется при превышении СТ практически недостижимой при штатной эксплуатации двигателя частоты вращения СТ, однако, получаемые частоты раскрутки могут не удовлетворять современным требованиям норм лётной годности [1].

Что касается защиты от раскрутки турбины компрессора (ТК), то по причине отсутствия прямого замера частоты вращения ТК введение алгоритма защиты с определением разрыва по получению недостижимой при штатной эксплуатации частоты вращения ТК невозможно.

2 Введение новых алгоритмов защиты

В связи с вышеизложенным, в [2] рассмотрена и обоснована возможность применения алгоритмов защиты турбин «по производной» – с определением факта разрыва по наличию недостижимой при штатной работе производной частоты вращения ротора (в случае СТ – когда производная частоты вращения СТ выше программного значения, в случае ТК – когда производная частоты вращения компрессора ниже программного значения). Расчёты показали повышенную эффективность защиты турбин «по производной» в сравнении с «классическим» подходом. При этом выбранные программы полностью исключают ложное срабатывание систем защиты при точном измерении частот.

Единственной причиной ложного срабатывания защиты «по производной» могут стать случайные помехи, неизбежно присутствующие в каналах измерения. Поэтому реальный алгоритм защиты в блоке управления, помимо учёта конфигурации системы измерения частот и возможностей отказов, определяет разрыв только после выполнения условия для производной на нескольких идущих подряд тактах измерения частоты вращения.

Специальные испытания ТВаД с разрывом выводного вала подтвердили эффективность защиты СТ «по производной», позволили уточнить характеристики математической модели (рис. 1) и

получить с её помощью достоверные оценки максимальных частот раскрутки СТ для требуемых режимов работы двигателя, удовлетворившие сертификационным требованиям.

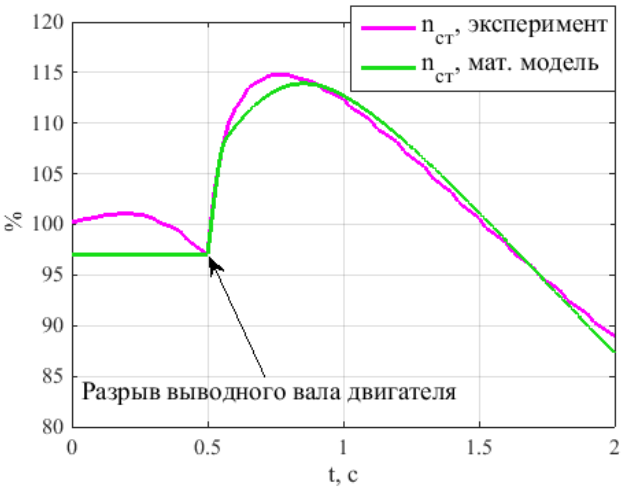


Рис. 1. Процесс раскрутки СТ после разрыва выводного вала ТВаД при срабатывании алгоритма защиты «по производной», уточнение математической модели

3 Анализ безопасности и надёжности новых алгоритмов защиты

Завершающим этапом введения алгоритмов защит турбин «по производной» стало математическое обоснование их безопасности. Для этого была получена (в опоре на теорию вероятностей) зависимость вероятности $P_Л$ ложного срабатывания систем защиты на час работы двигателя от соотношения Δ/σ (рис. 2а), где Δ – величина минимально возможного при штатной эксплуатации двигателя рассогласования между фактической и программной величиной производной, σ – стандартное отклонение нормального распределения плотности вероятностей для ошибки измерения производной.

Найденное аналитическое выражение зависимости $P_Л(\Delta/\sigma)$ не является в достаточной степени очевидным. Для его валидации проведена серия вычислительных экспериментов с программной имитацией процесса работы алгоритма защиты при зашумлённом измерении частоты вращения (использовался известный генератор псевдослучайных чисел «Вихрь Мерсенна»). Результаты эксперимента полностью согласуются с теорией, что говорит о достоверности аналитической зависимости $P_Л(\Delta/\sigma)$.

Анализ показал, что для выбранных программ защиты для избыточно наихудших условий работы величина Δ/σ превышает 2,5 (при нормальных условиях эксплуатации и ожидаемом значении σ значение Δ/σ превосходит 10). Таким образом, вероятность ложного срабатывания систем защиты «по производной» на час работы двигателя не превосходит величину 10^{-20}, то есть ложное срабатывание практически невозможно.

Аналогичным образом проведено математическое обоснование надёжности систем защиты. Теоретическая зависимость вероятности $P_Н$ несрабатывания систем защиты при разрыве связи с нагрузкой от соотношения Δ^*/σ приведена на рис. 2б (здесь Δ^* – величина рассогласования между фактической и программной величиной производной при разрыве). Анализ показал, что для выбранных программ защиты на Взлётном режиме работы вероятность $P_Н$ не выше 10^{-17}, что говорит о гарантированном срабатывании систем защиты при разрыве связи турбины с нагрузкой.

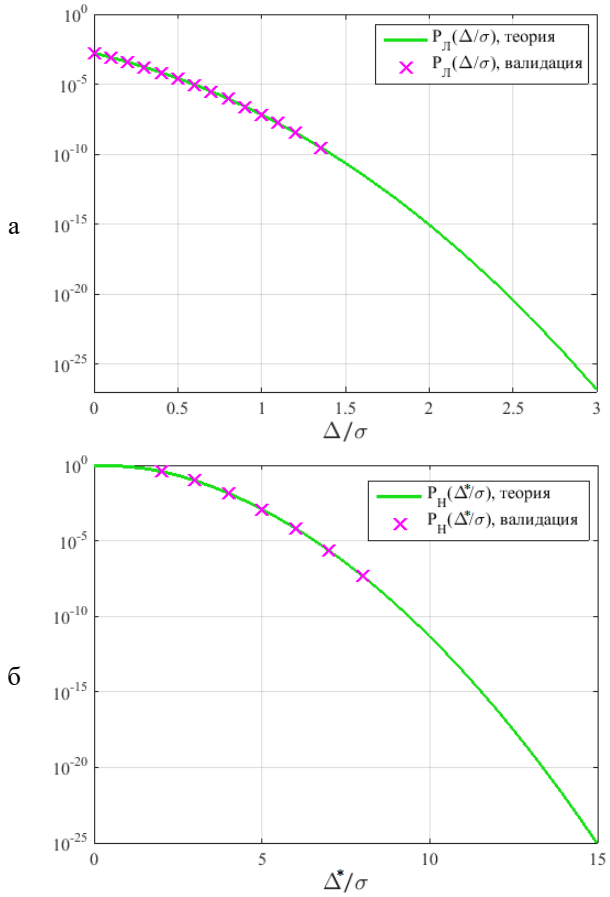


Рис. 2. Вероятности ложного срабатывания (а) и несрабатывания (б) систем защиты

Список использованных источников

[1] АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА Часть 33 НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ 2012

[2] Васильев Г.С., Ефимов А.А. Модификация электронных алгоритмов защиты турбовального двигателя от раскрутки турбин // Климовские чтения – 2021: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник статей

научно-технической конференции. – СПб.: Скифия-принт, 2021. – 244 с.

ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ БОЛЬШОЙ ТЯГИ

И.Н. Грибков, И.Г. Лисовин, А.С. Плешивых
[1] АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В данной работе представлены результаты работы АО «ОДК-Авиадвигатель» в части разработки критических технологий САУ для авиационного газотурбинного двигателя нового поколения большого класса тяги.

FEATURES OF CREATING A MODERN CONTROL AND MONITORING SYSTEM FOR A BIG TANK ENGINE

I.N. Gribkov, I.G. Lisovin, A.S. Pleshivykh
[1] JCS UEC-Aviadvigatel, Perm, Russia

This paper presents the results of JSC UEC-Aviadvigatel's work on the development of critical technologies for the new generation of large-thrust gas turbine engines.

1 Введение

Создание перспективного турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) – комплексный процесс, базирующийся на прогрессивных достижениях многих отраслей науки и техники, таких как газовая динамика, теплофизика, прочность, материалы, технологии, электроника и др. Это дорогостоящий процесс, который в настоящее время проходит в условиях жесткой конкуренции на открытом авиационном рынке, где с каждым новым качественным улучшением показателей технического совершенства и эффективности ТРДД объем необходимых научно-исследовательских и экспериментальных работ неуклонно растет. В конечном итоге это ведет к увеличению сроков и стоимости создания газотурбинной техники [1, 2].

В условиях конкурентной борьбы первоочередным требованием становится снижение стоимости жизненного цикла и сроков его создания. Одним из действенных решений проблемы является опережающая отработка критических технологий и их демонстрация на газогенераторах и двигателях.

Создание современных и перспективных газотурбинных двигателей требует применения инновационных технологий, в том числе и инновационных решений в системах автоматического управления и контроля (САУ). От технической реализации САУ зависят одни из ключевых характеристик двигателя: точность поддержания тяги, устойчивость работы, динамические характеристики, экологичность, безопасность и т.д.

Для достижения требуемых показателей силовой установки, в области САУ могут применяться различные технические решения: формирование новой идеологии и структуры построения системы, использование высокотемпературной и высокопроизводительной элементной базы, применение высокоэффективных законов и алгоритмов управления и т.д. Поэтому создание САУ для современного двигателя в настоящее время становится одной из нетривиальных задач.

2 Описание технологий САУ

Основными направлениями развития системы автоматического управления нового поколения является достижение высоких характеристик по эффективности, надежности и эксплуатационной технологичности со значительным снижением стоимости полного жизненного цикла системы от проектирования до эксплуатации, в том числе для создания «более электрического» двигателя.

Создание системы автоматического управления нового поколения невозможно без создания инновационных методов проектирования систем управления, высокотемпературной элементной базы, электроагрегатов с минимальной удельной массой, а также систем интеллектуального типа с частично или полностью распределенной структурой, базирующейся на использовании отказоустойчивых SMART-подсистем (интеллектуальных датчиков и исполнительных устройств).

В рамках создания САУ современного двигателя большой тяги сформирован перечень критических технологий.

2.1 Технологии для системы распределённой структуры

В рамках данной технологии выполняется формирование новой идеологии и структуры построения САУ, а также создание высокотемпературной и высокопроизводительной элементной базы:

– Схемотехническое построение системы распределённой структуры с учётом внешних условий размещения интеллектуальных устройств (Smart-датчиков и Smart-исполнительных механизмов) и характеристик доступной электронной элементной базы.

– Схемотехнические и программные способы обеспечения отказоустойчивости в системе распределённой структуры. Аппаратурные решения в обеспечение создания распределённой системы.

– Интеллектуальные датчики измеряемых параметров (давления, температуры, частоты вращения) с цифровым выходом, выполняющие функции компенсации температурной погрешности, временного ухода параметров, контроля и диагностики. Кроме датчиков с традиционными чувствительными элементами и цифровыми линиями связи с электронными элементами системы рассматриваются оптоволоконные и беспроводные датчики, а также пирометры для измерения температуры лопаток турбины.

– Интеллектуальные исполнительные устройства: дозаторы, электроприводы.

– Высокоскоростные мультиплексные каналы информационного обмена с высокой пропускной способностью. Рассматриваются беспроводные и оптоволоконные технологии передачи информации.

2.2 Технологии для топливной системы

Результаты по данной технологии направлены прежде всего на увеличение эффективности агрегатов для топливной системы, а именно повышение производительности и ресурса агрегатов. Также в рамках концепции создания «более электрического» двигателя прорабатывается два варианта построения системы топливопитания. В качестве основного варианта рассматривается построение полностью электроприводной системы топливопитания, а в качестве альтернативного – система комбинированного типа с электроприводными и центробежными насосами.

Основная система с взаимозаменяемыми электроприводными насосами высокого и низкого давления шестерённого или центробежного типа, обеспечивающая бездозаторную подачу топлива.

Управление расходом топлива в камеру сгорания двигателя обеспечивается путём изменения частоты вращения электроприводов по командам от цифровой электронной системы управления двигателем.

Для повышения безотказности применяются методы реконфигурации при отказах насосов на базе их взаимозаменяемости.

2.3 Технологии для создания электроприводных агрегатов

Важнейшей составляющей технологией по созданию «более электрического» двигателя является применение электроприводных агрегатов взамен гидромеханических. В качестве электроприводов для насосов систем подачи топлива и смазки, а также управления органами механизации проточной части двигателя, целесообразно использовать вентильные электроприводы с регулируемой частотой вращения.

Электропривод включает в себя: вентильный электродвигатель постоянного тока с блоком управления и контроля, является интеллектуальным исполнительным механизмом электроприводной системы.

Электропривод во всех условиях эксплуатации должен обеспечить:

– изменение частоты вращения электродвигателя в заданном диапазоне;

– приём сигналов от взаимодействующих систем (электронный цифровой регулятор двигателя, КПА) и формировать сигналы для них,

– контроль состояния электропривода в процессе эксплуатации с выдачей в бортовые системы диагностической информации,

– функционирование без изменения характеристик при любом одном отказе в электронной и электрической частях агрегатов,

– функционирование со снижением мощности не более 30 % от максимальной при одном отказе в механической части или при двух отказах в электронной и электрической частях агрегатов.

Блок управления электроприводом должен обеспечить также ограничение максимального тока в обмотках электродвигателя, ограничение максимальной и минимальной частот вращения ротора электропривода, контроль температуры силовых обмоток электродвигателя, трендовый контроль работоспособности подшипников и др.

2.4 Технологии для создания стартёра-генератора

Ключевой составляющей в концепции «более электрического» двигателя является создание стартер-генератора (СТГ). СТГ на запуске обеспечивает требуемое значение крутящего момента на валу ротора КВД и выработку электроэнергии с напряжением 270 В (или 540 В), начиная с режима «Малый газ».

СТГ комплектуется статическим преобразователем переменного тока в постоянный с выполнением функции включения стартерного

режима, управления переходом в генераторный режим и др.

Целевая удельная масса СТГ – не более 0.1…0.15 кг/кВт (без статического преобразователя).

СТГ устанавливается непосредственно на валу ротора высокого давления или приводится через коробку приводов (уточняется в процессе проектирования).

2.5 Технология «Бортовая математическая модель двигателя, встраиваемая в САУ»

Настоящая технология направлена на повышение надежности САУ и качества управления двигателем.

Направления по повышению надежности измерительных каналов с помощью создания информационной избыточности, такие как:

— математические модели типа «цифровой двойник»;

— применение цифровых фильтров, таких как адаптивных наблюдателей для основных контуров управления.

Данные методы повышают отказоустойчивость измерительных каналов, тем самым предотвращают переход на резервные законы управления двигателя.

Так же направление по повышению качества управления двигателем за счет применения новых законов управления по не измеряемым параметрам с помощью бортовой математической модели двигателя. Характеристики бортовой математической модели двигателя (виртуальный двигатель):

– идентификация в процессе эксплуатации,

– воспроизведение установившихся и переходных режимов работы двигателя,

– точность расчёта: на установившихся режимах 1…3 %, на переходных режимах – 3…5 %,

– выполнение расчётов в реальном времени.

Для освоения данных технологии, встраиваемых в САУ должны быть разработаны следующие методы:

– Методы и ПО для автоматической идентификации математической модели двигателя в процессе эксплуатации для компенсации влияния на точность расчетов деградации характеристик двигателя при выработке ресурса.

– Методы повышения безотказности САУ с использованием встроенной бортовой математической модели двигателя, согласованные с другими программными средствами и аппаратным резервированием.

– Методы обеспечения постепенной деградации характеристик САУ при возникновении отказов для предотвращения её полного отказа.

– Методы управления на основе встроенной бортовой математической модели двигателя (виртуального двигателя) по не измеряемым параметрам (тяга, запасы газодинамической устойчивости, температура газа в камере сгорания, удельный расход топлива).

2.6 Технология управления радиальными зазорами в лопаточных машинах

Для управления радиальными зазорами в лопаточных машинах на двигателе рассматривается технология построения активной системы управления ими для достижения максимальной эффективности силовой установки в процессе работы.

2.7 Технология проектирования САУ с учётом жизненного цикла (модельно-ориентированные технологии)

В рамках работ по созданию двигателя определены новые подходы при разработке САУ, включающие:

– Технологии сквозного проектирования на базе модельно-ориентированного подхода.

– Технологии программирования верхнего уровня центрального электронного блока управления.

– Технологии автономных испытаний САУ.

– Стендовой базы для испытаний агрегатов системы управления.

– Создание стендовой базы с обратной связью для комплексных полунатурных испытаний агрегатов САУ.

– Технологии непрерывного контроля программного кода работающего центрального блока управления на всех уровнях с обеспечением фактического уровня охвата контролем до 98 % устройств.

3 Результаты

В рамках создания и испытаний двигателя-демонстратора технологий пятого поколения большого класса тягой 35 тс. [2] апробированы следующие технологии:

– технологии для электронных агрегатов и систем распределённой структуры;

– технологии для топливной системы;

– технология «Бортовая математическая модель двигателя, встраиваемая в САУ», для обеспечения интеллектуальных характеристик системы по безотказности и управлению;

– технология управления радиальными зазорами в лопаточных машинах.

Технологии показали высокую степень готовности УГТ 5, согласно оценке [3].

Список литературы:

1. А.А. Иноземцев Развитие технологий в отечественном гражданском авиадвигателестроении // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания – 2024. № 1. — С. 4-17.

2. А.В. Макаров, А.А. Иноземцев, В.Г. Дегтярь, Е.В. Харанжевский, А.Б. Котельников, А.А. Вопнерук Обеспечение технологического суверенитета России в металлургии и машиностроении // Вестник российской академии наук, 2024, том 94, № 3, с. 232–245.

3. ГОСТ Р 58048-2017 Трансфер технологий. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий

РАЗРАБОТКА ИМИТАТОРА МАРШЕВОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА SJ-100

А.В. Добродеев[1], А.Н. Филиппов[2], М.С. Гайдай[1]
[1] ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск
[2] ФАУ «ГосНИИАС», Москва

Для обеспечения отработки взаимодействия электронных блоков управления систем маршевой силовой установки с двигателями ПД-8 и их ПО с системами самолёта SJ-100 и получения результатов испытаний и экспериментальных материалов в интересах сертификации самолёта SJ-100 ФАУ «ГосНИИАС» и ПАО «ОДК-Сатурн» по техническому заданию Филиала ПАО «Яковлев» - «Региональные самолеты» был разработан имитатор маршевой силовой установки самолета SJ-100. Имитатор обеспечивает соответствие маршевой силовой установке в части тяговых и динамических характеристик, а также информационного обмена с комплексом бортового оборудования самолета и логики работы САУ двигателей из состава маршевой силовой установки. В конструкции аппаратной части имитатора маршевой силовой установки применены отечественные радиоэлектронные компоненты.

DEVELOPMENT OF A SIMULATOR OF THE CRUISE POWER PLANT OF THE SJ-100 PASSENGER AIRCRAFT

A.V. Dobrodeev[1], A.N. Filippov[2], M.S. Gaidai[1]
[1] PJSC "UEC-Saturn", Rybinsk, Russia
[2] GosNIIAS, Moscow, Russia

To ensure the development of interaction of electronic control units of the cruise power plant systems with PD-8 engines and their software with the systems of the SJ-100 aircraft and to obtain test results and experimental materials for the purposes of certification of the SJ-100 aircraft, GosNIIAS and PJSC "UEC-Saturn" according to the technical specifications of the Yakovlev PJSC Branch - Regional Aircraft developed a simulator of the cruise power plant of the SJ-100 aircraft. The simulator ensures compliance with the cruise power plant in terms of thrust and dynamic characteristics, as well as information exchange with the on-board equipment of the aircraft and the logic of the FADEC of the engines from the cruise power plant. The design of the simulator of the cruise power plant hardware uses domestic radio-electronic components.

1 Введение

Актуальной задачей современного авиастроения является сокращение срока разработки и сертификации авиационной техники [1]. Одним из эффективных методов сокращения срока разработки и сертификации является применение полунатурных стендов при отработке и сертификации систем воздушного судна. В рамках разработки самолета SJ-100 предусмотрено создание полунатурного стенда интеграции, отработки и испытаний комплекса бортового оборудования (комплекс ЭП-NEW). Одной из основных моделируемых систем в составе комплекса ЭП-NEW, является маршевая силовая установка с двигателями ПД-8. Маршевая силовая установка самолета SJ-100 включает в себя два двигателя ПД-8 в мотогондолах.

Для моделирования МСУ самолета SJ-100 ФАУ «ГосНИИАС» и ПАО «ОДК-Сатурн» совместно по техническому заданию Филиала ПАО «Яковлев» - «Региональные самолеты» разработан полунатурный имитатор маршевой силовой установки (И-МСУ).

2 Примененные конструктивные решения и полученные результаты

При разработке комплекса ЭП-NEW для И-МСУ была поставлена задача обеспечения отработки взаимодействия электронных блоков управления систем МСУ и их ПО с системами самолёта SJ-100 и получения результатов испытаний и экспериментальных материалов в интересах сертификации самолёта SJ-100.

Для решения данной задачи была выбрана структура И-МСУ, содержащая следующие основные компоненты:

- вычислитель И-МСУ;
- два натурных блока РЭД-8 с УХД-8 (электронный регулятор двигателя

совместно с устройством хранения данных);
- два натурных блока БЗД-8 (блок защиты двигателя);
- два натурных блока БПК-8 (блок питания и коммутации);
- два имитатора автономного генератора 1ГС112-0,37-150-1000;
- имитаторы нагрузки (в т.ч. имитаторы исполнительных механизмов, как аналого-цифровые преобразователи);
- имитаторы датчиков, как цифро-аналоговые преобразователи.

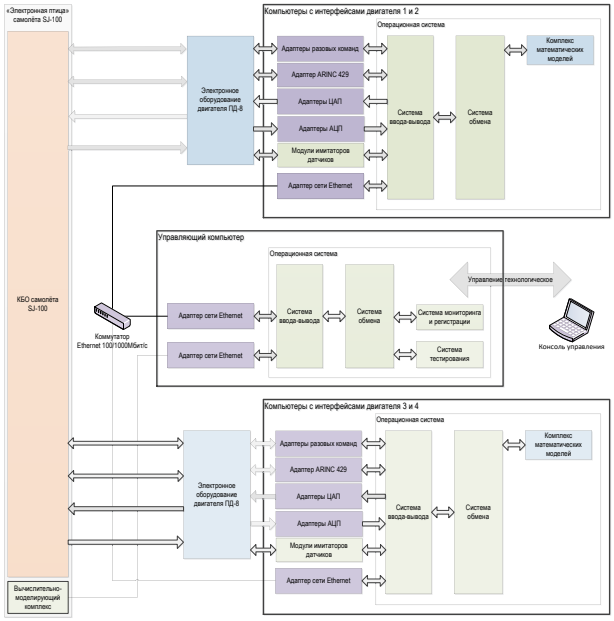


Рис. 1. Структурная схема И-МСУ

В состав И-МСУ входят следующие основные математические модели:
- математическая модель двигателя с включенными в нее моделями системы запуска и воздушной системы двигателя (разработчик ПАО «ОДК-Сатурн»);
- математическая модель гидромеханической части САУ (разработчик АО «ОДК-СТАР»);
- математическая модель реверсивного устройства (разработчик АО «ОДК-Авиадвигатель»).

Управление И-МСУ выполняется с натурных органов управления самолета SJ-100, входящих в состав комплекса ЭП-NEW **Рис. 2.** и **Рис. 3.**

Рис. 2. Органы управления комплекса ЭП-NEW

Рис. 3. Органы управления имитатором МСУ на комплексе ЭП-NEW

Конструктивно в состав И-МСУ входит:
- стойка имитатора левого двигателя с натурными блоками РЭД-8 с УХД-8, БЗД-8, БПК-8, имитатором автономного генератора и имитаторами датчиков и исполнительных механизмов левого двигателя;
- стойка управления с управляющим компьютером и компьютером,

обеспечивающим функционирование математических моделей, а также обмен данными с комплексом ЭП-NEW по линии Ethernet;

– стойка имитатора правого двигателя с натурными блоками РЭД-8 с УХД-8, БЗД-8, БПК-8, имитатором автономного генератора и имитаторами датчиков и исполнительных механизмов правого двигателя.

Важно отметить, что в конструкции аппаратной части И-МСУ применены отечественные радиоэлектронные компоненты.

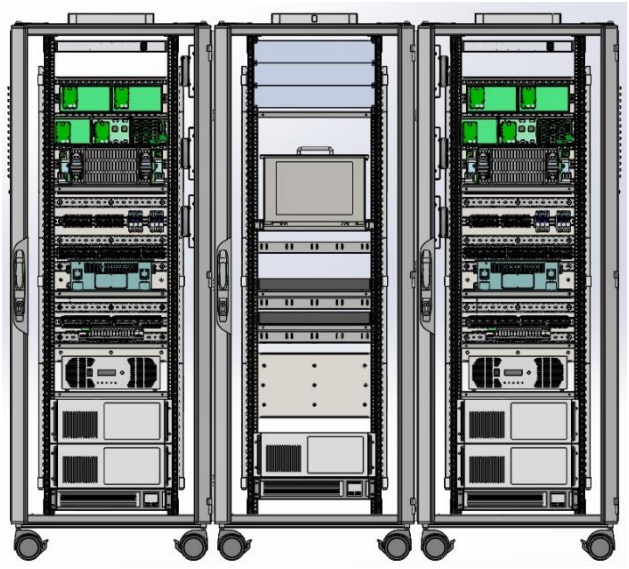


Рис. 4. И-МСУ вид спереди

По итогу разработки, И-МСУ обеспечивает моделирование работы МСУ самолета SJ-100 с соответствием МСУ с двигателями ПД-8 в части:

1. Тяговых характеристик.
2. Динамических характеристик.
3. Информационного обмена с КБО самолета.
4. Логики функционирования МСУ и логики работы САУ двигателя (обеспечивается применением натурных блоков РЭД-8 с УХД-8, БЗД-8 и БПК-8).

Основной задачей для И-МСУ на ближайший период времени является работа в контуре моделирования комплекса «ЭП-NEW» при проведении сертификационных испытаний самолёта SJ-100, сопровождении лётных испытаний самолёта, отработке отказных ситуаций, которые опасно или невозможно проводить в условиях выполнения лётных испытаний, отработка и совершенствование алгоритмов управления двигателем ПД-8.

3 Заключение

Создание имитатора маршевой силовой установки с двигателями ПД-8 для комплекса ЭП-NEW является одним из ключевых шагов по ускорению сертификации и выхода на серийное производство самолёта SJ-100. Технические решения, отработанные при реализации имитатора, могут быть использованы для разработки имитаторов других двигателей воздушных судов, что позволит существенно сократить время их разработки, приблизить срок начала испытаний бортового оборудования воздушных судов и ускорить выход лайнеров на рынок.

Список использованных источников

[1] В.А. Скибин, В.И. Солонин, В.А. Палкин. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей: аналитический обзор. Казань: филиал ОАО «ТАТМЕДИА» «ПИК «Идеал-Пресс», 2010. – 673 с. ил..

ИКСА электронной САУ ГТД

Р.Ш. Докудаев[1], А.Ф. Харисов[1]
[1] ОАО «НПП «Темп» им. Ф.Короткова», Москва

Информационная конфигурируемая система автоматизации (ИКСА) электронной САУ ГТД является универсальным программным комплексом встроенного, а также пользовательского программного обеспечения и предназначена для создания единой программно-аппаратной платформы разработчика САУ.

ICSA electronic ACS GTE

R.Sh.Dokudaev[1], A.F. Kharisov
[1] RPE “Temp” named after F. Korotkov, Moscow, Russia

Information confiqurable automation system (ICSA) electronic ACS GTE is a universal software package of embedded as well as user software and is designed to create a singl software and hardware developer platform.

1 Введение

Во втором десятилетии XXI века ОАО «НПП «Темп» им. Ф. Короткова» активно начало разработку комплексных технических решений в области систем автоматического регулирования как в виде электронных систем, так и в виде комбинированных технических сложных систем, в которых электронные модули посредством электро-гидравлических преобразователей и электромагнитных клапанов обеспечивают автоматическое управление. Вместе с этим, на предприятии активно разрабатываются топливные насосы переменной производительности, в которых управление напорно-расходными характеристиками осуществляется не за счет перепуска рабочей жидкости, а за счет изменения частоты вращения электродвигателя. При этом электродвигатель управляется электронной системой, которая, в том числе, осуществляет информационный обмен либо с оператором, либо с управляющей системой верхнего уровня.

Одновременная разработка различающихся по функционалу, но объединенных общими правилами теории автоматического регулирования устройств обусловила принятия решения о создании единого программного продукта. Данный продукт должен обеспечить единый подход к проектированию, отработке и испытаниям разрабатываемых изделий, а также позволить унифицировать знания инженеров, конструкторов, регулировщиков и испытателей, и как следствие повысить эффективность разработки новой продукции. Единый программный продукт обеспечивает унификацию средств автоматизации и квалификации персонала.

Флагманом разработки стала электронная система управления двигателем и воздухозаборником самолета Ту-160 - ЭСУД. Высокие требования к функционированию системы, а также требования к оборудованию ЭСУД развитой системой встроенного контроля требовали выполнять обработку и регистрацию более двух тысяч различных параметров в реальном времени одновременно на более чем 25 микроконтроллерах.

Результатом разработки стала информационная конфигурируемая система автоматизации, сокращенно ИКСА.

В упрощенном виде ИКСА, позднее, была сконфигурирована для обеспечения разработки и испытаний гидравлических серво-пропорциональных распределителей, применяющихся на металлургических предприятиях для управления различным оборудованием, таким как прокатные станы, гидравлические прессы и др.

Управление насосами переменной производительности также целесообразно стало разрабатывать на базе решений ИКСА, что и реализуется в настоящее время.

2 Автоматическая проверка соответствия САУ предъявляемым техническим требованиям

В ходе разработки ЭСУД одной из проблем с которой пришлось столкнуться при оценке правильности выполненной работы явилась проблема анализа соответствия реальной логики работы устройств предъявляемым техническим требованиям. Большое количество параметров, обрабатываемых и регистрируемых в цикле длительностью 20 мс в ходе

наземных проверок и полетов самолета длящихся от нескольких минут до нескольких часов сделали процесс оценки соответствия сложным и трудоемким. Для оценки правильности действий ЭСУД конструктору и инженеру необходимо было принимать обоснованные решения по количеству и номенклатуре одновременно рассматриваемых параметров и в дальнейшем проверять соответствие логики работы на значительном количестве их срезов.

С целью решения вышеуказанных проблем было создано решение, обеспечивающее непрерывную проверку рабочих алгоритмов, а также автоматизированный анализ записей испытаний и полетов.

Одновременно с этим, вышеуказанный функционал хорошо себя зарекомендовал при отладке программного обеспечения.

Разработанная программная среда содержит функции мониторинга и настройки текущих параметров, регистрации и архивации данных, запуска сценарий тестирования, а также специализированный модуль верификации требований технического задания.

Модуль верификации требований технического задания обеспечивает непрерывную проверку в реальном времени правил, основанных на формализации требований технического задания с использованием текущего мониторинга данных. При использовании архивных данных модуль обеспечивает проверку требований технического задания по результатам летных испытаний.

При компиляции исходного кода программного обеспечения в составе модели газотурбинного двигателя с эмуляцией работы программного обеспечения электронной САУ, а также использовании сценариев тестирования в виде временных диаграмм, обеспечивается автоматическая проверка качества программного обеспечения при его создании, а также при выпуске новых версий.

Формализация требований технических заданий осуществляется с использованием расширенной темпоральной логики, в которую добавлены дополнительные временные операторы, учитывающие задержки обмена между компонентами электронной системы. Такой подход обеспечивает проверку при взаимодействии нескольких десятков асинхронно работающих вычислителей или микроконтроллеров, что в свою очередь, позволяет проводить углубленное тестирование распределенных САУ.

Формализация требований заключается в создании таблицы наименований параметров, соответствующих терминам технического задания, и записи каждого отдельного пункта в виде логических формул используя функции математической логики.

Полученные формализованные требования непосредственно выполняются на компилируемой виртуальной машине. Среда разработки обеспечивает компиляцию правил непосредственно в процессе работы.

Отображаемая модулем информация обеспечивает проверку полноты испытаний, а также фиксацию моментов времени выполнения или не выполнения требований. При просмотре выбранного правила проверки отображается график, содержащий все входящие параметры на момент времени срабатывания правила. Данный подход позволяет без просмотра всех архивных данных быстро находить значимые моменты работы алгоритмов программного обеспечения.

Рис. 1. Зафиксированный момент выполнения алгоритма работы.

4 Заключение

Разработанная информационная конфигурируемая система автоматизации позволяет эффективно разрабатывать централизованные и распределенные САУ ГТД и других объектов управления, при этом при наличии математической модели объекта управления проводить отладку статических и динамических характеристик САУ и значительно сократить объемы натурных испытаний при отладке программного обеспечения.

Одновременно с проверкой основного функционала, использование темпоральной логики с эмуляцией задержек обмена между вычислителями распределенных систем позволяет исключить ошибки работы САУ связанные с информационным обменом между вычислителями и микроконтроллерами.

ПРИМЕНЕНИЕ ММ МАРШЕВОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА SJ-100 С ДВИГАТЕЛЕМ ПД-8 ДЛЯ ВАЛИДАЦИИ ТРЕБОВАНИЙ К САУ-8 И ВЕРИФИКАЦИИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО БОРТОВОГО ПО В УСЛОВИЯХ ЦИФРОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

А.Ю. Елисеева[1], Д.А. Сулимова[1], И.Н. Иглина[1,2]
[1] АО «ОДК-СТАР», Пермь, Россия
[2] Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

В статье обосновывается необходимость применения модельно-ориентированного подхода для валидации требований к системе автоматического управления САУ-8 двигателя ПД-8 и верификации бортового ПО самолета SJ-100. Традиционные методы испытаний (стендовые, летные) дороги, длительны и не обеспечивают всесторонней проверки, особенно на критических режимах. Предлагается сквозной процесс: формализация требований и отработка алгоритмов в MATLAB/Simulink, трансформация валидированных требований в одноуровневые в ANSYS SCADE Suite и автоматическая генерация сертифицируемого кода для бортового вычислителя. Этот подход позволяет выявлять дефекты на ранних стадиях, сокращать сроки и стоимость разработки, обеспечивая высочайший уровень безопасности за счет сплошной проверки во всех условиях эксплуатации.

APPLICATION OF A MATHEMATICAL MODEL OF THE MAINLINE PROPULSION SYSTEM OF AN SJ-100 AIRCRAFT WITH A PD-8 ENGINE TO VALIDATE THE REQUIREMENTS FOR THE ACS-8 AND VERIFY THE FUNCTIONAL ON-BOARD SOFTWARE IN A DIGITAL DESIGN ENVIRONMENT

A.Yu. Eliseeva[1], D.A. Sulimova[1], I.N. Iglina[1,2]

[1] АО «UEC-STAR», Perm, Russia
[2] Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

The article substantiates the need to apply a model-based approach to validate the requirements for the automatic control system ACS-8 of the PD-8 engine and the verification of on-board software in the design of the SJ-100 aircraft. Traditional test methods (bench, flight) are expensive, time-consuming, and do not provide comprehensive verification, especially in critical conditions. An end-to-end process is proposed: formalization of requirements and algorithm development in MATLAB/Simulink, transformation of validated requirements into single-level requirements in the ANSYS SCADE Suite and automatic generation of certified code for the on-board computer. This approach makes it possible to identify defects at an early stage, reduce the time and cost of development, ensuring the highest level of safety through continuous verification in all operating conditions.

Надежность и безопасность самолета в огромной степени зависят от корректности работы системы автоматического управления двигателем (САУ) и ее бортового программного обеспечения (ПО) [1]. Международный стандарт Р-4754А прямо указывает на критическую важность процесса валидации требований, то есть доказательство того, что сформулированные требования, особенно на стыке систем (как между самолетом и его двигателем), действительно корректны, полны, непротиворечивы и ведут к созданию безопасного и функционального летательного аппарата. Валидация требований к двигателю ПД-8 и его системе автоматического управления САУ-8 со стороны комплекса требований воздушного судна (ВС) является одной из ключевых задач. Традиционные подходы к валидации требований и верификации ПО, основанные преимущественно на стендовых и летных испытаниях, становятся узким местом, будучи дорогостоящими, длительными и не всегда позволяющими всесторонне проверить систему на всех режимах, особенно аварийных.

Примером последствий недостаточной валидации на ранних этапах может служить проблема, выявленная при испытаниях двигателя ПД-8: при работе с отборами воздуха на некоторых режимах увеличение положения рычага управления двигателем (РУД) приводило не к увеличению, а к уменьшению тяги двигателя. Данная проблема, потенциально опасная и нарушающая ожидаемое поведение системы управления, была обнаружена только на этапе дорогостоящих испытаний в термобарокамере ЦИАМ и на летающей лаборатории двигателя ПД-8, потребовав значительных усилий и ресурсов для анализа и внесения изменений. Данная проблема служит наглядным подтверждением

необходимости проведения валидации требований на стыке "ВС-Двигатель".

Одним из этапов валидации требований является работа на стенде «Электронная птица» самолета. «Электронная птица» — это полунатурный испытательный комплекс отработки интеграции бортового оборудования самолета. Данные стенды предназначены для отработки взаимодействия и функционала нового отечественного комплекса бортового оборудования (КБО) и его программного обеспечения. Основная идея «электронной птицы» основана на принципах системного инжиниринга с использованием модельно-ориентированном подхода к разработке сложных комплексных систем, изложенном в «Руководстве Р-4754А по разработке воздушных судов гражданской авиации и систем». Благодаря использованию этого подхода существенно сокращаются сроки и стоимость создания и сертификации новых и модернизированных образцов авиационной техники. Эффект достигается за счёт выявления и устранения ошибок разработки на ранних стадиях жизненного цикла программы.

Однако, описанная выше проблема не была обнаружена при работе на «Электронной птице» SJ-100, потому что на данном стенде прежде всего отрабатывается интеграция блоков электронного оборудования самолета в соответствии с требованиями по интеграции и на это тратятся все временные и человеческие ресурсы, выделенные на этот процесс. При этом в связи с наличием натурных электронных блоков, сплошная проверка требований на валидных и робастных данных во всех возможных условиях эксплуатации воздушного судна затруднительна.

Именно поэтому для валидации требований к двигателю и его САУ со стороны ВС предлагается использовать математические модели, работающие под управлением инструментов типа Simulink и его российских аналогах.

Применение математических моделей для формализации требований - наиболее целесообразный метод валидации требований и верификации функционального бортового ПО в условиях цифрового проектирования. Преимущества модельно-ориентированной валидации:

1. Сокращение длительности цикла валидации требований и верификации бортового ПО.
2. Снижение сроков и стоимости разработки версий ПО, его квалификации и сертификации в составе ВС.
3. Формализация требований: модели сами становятся строгими, исполняемыми требованиями.
4. Возможность валидации требований сплошной, а не точечной проверкой во всех возможных условиях эксплуатации воздушного судна, как на валидных, так и на робастных данных.

Такой подход к разработке алгоритмов САУ МСУ ПД-8 позволит обеспечить повышение уровня взаимодействия поставщиков и разработчика ВС в условиях цифровой трансформации отечественных конструкторских школ различной специфики.

Для валидации требований к двигателю ПД-8 и к его системе автоматического управления была разработана математическая модель замкнутой САУ, включающая следующие ММ: двигатель ПД-8, комплектующие двигателя: РЭД-8, ДТ-8, АМД-8 в формате MATLAB/Simulink. На рисунке 1 представлена часть разработанной ММ - блока расчета заданного значения частоты вращения ротора низкого давления. Данный блок является системным требованием к САУ-8, для последующей разработки требований к ПО и соответствующей реализации в ПО.

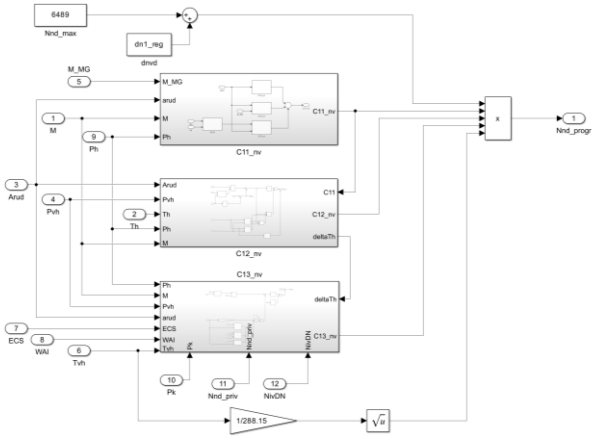


Рис. 1. ММ САУ-8 с двигателем ПД-8. Расчет заданного значения частоты вращения ротора низкого давления

Валидированные системные требования, заложенные в Simulink-моделях, на этапе реализации ПО САУ-8 трансформируются в одноуровневые требования к ПО (single-level requirements) в среде ANSYS SCADE Suite. SCADE обеспечивает модельно-ориентированную разработку ПО для критически важных для безопасности систем. На этом этапе функциональные алгоритмы из Simulink формализуются, детализируются и готовятся для генерации кода. Из формализованных моделей SCADE Suite квалифицированным кодогенератором KCG автоматически генерируется высоконадежный, код на языке С, который исполняется непосредственно бортовым вычислителем РЭД -8.

Этот сквозной процесс – от валидации системных требований на комплексных ММ в Simulink до генерации сертифицируемого кода из SCADE в рамках современной цифровой трансформации в авиационной промышленности является основой современного, эффективного и безопасного цифрового проектирования перспективных авиационных систем, каковым является самолет SJ-100 с двигателем ПД-8. Он позволяет выявлять и устранять дефекты на максимально ранних, наименее затратных этапах, обеспечивая соответствие строжайшим требованиям авиационной безопасности.

Список использованных источников

[1] Г.К. Москатов, А.А. Чепелев. Надежность и безопасность систем автоматического управления летательными аппаратами. Научный вестник ОПК России, 2013. с. 41-63.

Перспективные технические решения ОАО «НПП «Темп» им. Ф.Короткова»

Д.В. Иванов[1], Р.Ш. Докудаев[1]
[1] ОАО «НПП «Темп» им. Ф.Короткова», Москва

В работе рассматриваются некоторые примеры перспективных технических решений, предложенных коллективом ОАО «НПП «Темп» им. Ф.Короткова» и основанных на объединении в рамках одной конструкции технологических подходов из таких областей, как механика, гидравлика, электроника и электротехника, а также программирование. Показаны преимущества подобного типа конструкций перед существующими серийными изделиями.

Innovative Technical Solutions of RPE “Temp” named after F. Korotkov

D.V. Ivanov[1], R.Sh.Dokudaev[1]
[1] RPE “Temp” named after F. Korotkov, Moscow, Russia

The paper presents some examples of innovative technical solutions proposed by the team of RPE “Temp” named after F. Korotkov. These solutions are based on the integration of technologies from various fields within a single design, including: mechanics, hydraulics, electronics, electrical engineering and programming. The advantages of this approach over existing products are also demonstrated.

1 Введение

В 2025 году ОАО «НПП «Темп» им. Ф.Короткова» отпраздновало 85-летний юбилей!

История предприятия [1] начинается с одного из авиаремонтных поездов, на базе которого в 1922 были созданы «Ремвоздухмастерские», впоследствии преобразованные в Московский карбюраторный завод № 33 (в настоящее время – АО «МПО им. И.Румянцева»). В 1940 году, с целью обеспечения развития отечественных карбюраторов, по указанию И.Сталина из коллектива завода № 33 выделено самостоятельное конструкторское бюро, усиленное сотрудниками карбюраторной лаборатории ЦИАМ. Руководителем вновь созданного коллектива назначен Ф.А.Коротков.

За годы истории коллектив Темпа многократно проявлял способность создавать уникальные прорывные технические решения. Например, карбюратор К-34РД, обеспечил рекордную дальность полёта самолёта АНТ-25 во время легендарного перелёта Москва — Северный полюс — Ванкувер под управлением экипажа В.Чкалова, созданные автомат коррекции по высоте карбюратора К-62, беспоплавковая конструкция карбюратора К-105БП, агрегат непосредственного впрыска НБ-3, безусловно внесли вклад в обеспечение преимущества в воздухе в годы Великой Отечественной войны.

Одной из «визитных карточек» конструкторских решений предприятия был и остается тренд на интеграцию разнородных технических решений в единый механизм, что безусловно создает дополнительные преимущества в достижении требуемых характеристик.

2 Как из 50 кг получилось 30 кг

Одним из примеров применения интеграционных решений в конструкции топливных агрегатов является история создания насосов регуляторов для двигателей многофункциональных истребителей четвертого поколения, известная со слов В.И.Зазулова (Генеральный конструктор предприятия с 1984 по 2004 год).

Будучи в начале 70-х годов заместителем Генерального конструктора В.И.Зазулов вместе с Генеральным конструктором Ф.А.Коротковым поехал на совещание в Ленинград к Г.Е.Лозино-Лозинскому для обсуждения предложений по топливной автоматике перспективного самолета. Предложения заключались в адаптации существующей системы, основанной на насосе-регуляторе типа НР-53 (МиГ-23, Су-17, Су-24), который весил более 50 кг, см. Рис. 1. В связи с абсолютно неприемлемой массой агрегата для маневренных истребителей завоевания господства в воздухе уважаемые руководителя Темпа были с позором изгнаны с совещания.

Возвращаясь в Москву ночным поездом оба не спали, сначала размышляя молча, а потом стали обсуждать план по распределенному проектированию отдельных узлов (а не агрегата целиком) несколькими конструкторскими бригадами с последующей их

интеграцией в единую конструкцию. Такой замысел в полной мере удался и на свет (с использованием конструкторского воображения, ватмана и кульмана, а не компьютерных САПР!) появились шедевры инженерной мысли – интегрированные насосы-регуляторы НР-59 и НР-31 массой менее 30 кг для самолетов МиГ-29 и Су-27, которые до настоящего времени служат верой и правдой нашему отечеству.

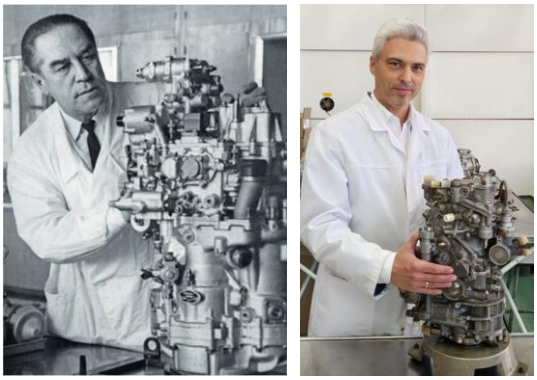


Рис. 1. Примеры насосов-регуляторов самолетов 3-го и 4-го поколения

2 Электро-управляемый топливный насос

В настоящее время предприятие участвует в большинстве программ создания / модернизации современных и перспективных авиационных комплексов, в том числе разработало и производит электроприводные баковые топливные насосы. При этом, исторически Темп никогда не специализировался на электрических приводах, которые с точки зрения конструкции насоса являются покупным комплектующим изделием. Однако, в ходе «реформирования» ряда предприятий-поставщиков в 2013 году Темп оказался в ситуации невозможности приобрести необходимый электропривод и коллектив принял решение осваивать его разработку и производство самостоятельно, что и было реализовано.

Реализованная в качестве «антикризисной меры» идея дала возможность интегрировать в одном коллективе все технологии, необходимые для разработки электроприводного топливного насоса, а именно гидравлику, электротехнику, электронику и программное обеспечение. В свою очередь, такая возможность, с учетом пожеланий заказчиков, привела к идее создания высокоэффективного управляемого топливного насоса переменной производительности, что и было начато в инициативном порядке.

Исключительно благодаря возможности совместной работы специалистов по всем необходимым областям технических знаний после нескольких итераций и экспериментов была предложена интегрированная конструкция насоса, основанная на принципе «мотор-колеса» - единой детали, одновременно являющейся ротором электродвигателя и центробежным колесом проточной части насоса. Кроме этого в насосе используется нестандартная компоновка (см. рис. 2) вентильного электродвигателя, охлаждаемого непосредственно потоком рабочей жидкости, а также полноценная электронная система, обеспечивающая управления режимами работы насоса, информационный обмен с системами объекта, а также определенные возможности диагностики технического состояния. Для изготовления геометрически сложных деталей использовались аддитивные технологии, в том числе, изготовление шнека из титана.

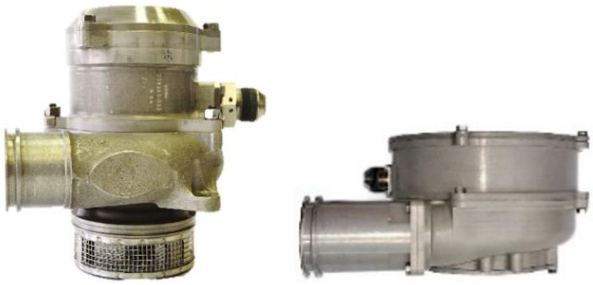


Рис. 2. Пример серийного топливного насоса (слева) и управляемого интегрированного насоса (справа)

Принятые конструктивные решения обеспечили:

- возможность управления производительность насоса в широком диапазоне расходов в реальном времени;
- увеличить КПД насоса в сравнении с известными серийными изделиями более, чем в 2 раза, за счет чего значительно снизить энергопотребление;
- уменьшить массу насоса более чем вдвое относительно наиболее близких аналогов по напорно-расходным характеристикам;
- обеспечить возможность работы в электросетях нестабилизированной частоты.

В настоящее время заявленные характеристики подтверждены испытаниями экспериментальных образцов, осуществляется НИОКР по созданию конкретных изделий по ТЗ заказчиков. В 2023 году данный проект стал лауреатом конкурса «Авиастроитель года», проводимого Союзом авиастроителей России.

3 Пропорциональный гидравлический клапан

Основной областью работы Темпа на протяжении всей его истории являлась топливная автоматика и системы автоматического управления авиационных двигателей. Вместе с тем, безусловно широкие технологические возможности предприятия могут быть востребованы и в других отраслях промышленности, особенно в условиях действующих ограничений международной кооперации.

Руководствуясь данным соображение на предприятии был открыт новый проект по разработке пропорциональных гидравлических клапанов – аналогов продукции, поставляемой в Россию всемирно известными брендами Moog (США), Bosch Rexroth (Германия) и др., и используемой в составе гидравлические систем управления прокатными прессами, станами и тому подобным оборудованием металлургических заводов.

Функция такого клапана относительно проста – пропорционально уровню входного электрического сигнала требуется осуществлять управление подачей гидравлической жидкости высокого давления (до 350 атм.) к исполнительным механизмам. Вместе с тем, особенности применения на объектах диктуют высочайшие требования по скорости и точности регулирования, гестерезису, утечкам в золотниковых парах и иным параметрам, одновременное достижение которых оказалось весьма сложной задачей.

Принципиальное устройство подобного клапана (см. Рис. 3) не является новаторским решением и строится вокруг золотника, перемещение которого осуществляется с помощью электро-гидроусилителя, выполненного по принципу «сопло-заслонка». При работе изделия встроенная электронная САУ устройства воздействуя на обмотки катушек электромагнитного преобразователя отклоняет заслонку от нейтрального положения, что изменяет гидравлическую проводимость веток системы, и, формируя таким образом перепад давления на торцах золотника, приводит к его смещению, открытию рабочих окон и подаче необходимого объема гидравлической жидкости. Обратная связь внутри изделия осуществляется по положению золотника, которое измеряется соответствующим датчиком.

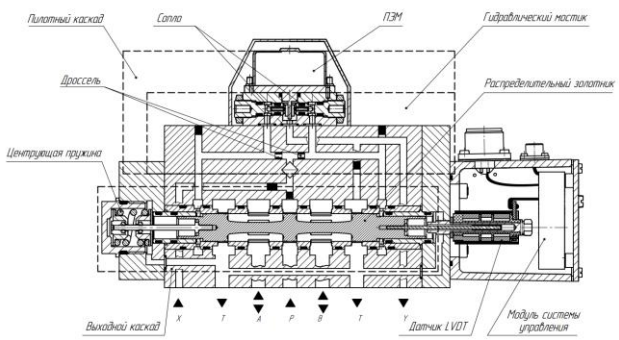


Рис. 3. Принципиальная схема пропорционального гидравлического клапана

В ходе проектирования системы для удовлетворения специфичных для потребителя характеристик кросс-дисциплинарной команде разработчиков не удалось найти ни датчиков, ни электромагнитных преобразователей общепромышленного назначения с необходимыми характеристиками, что привело к вынужденному решению разрабатывать все компоненты самостоятельно (ранее Темп этого никогда не делал) и резкому удлинению сроков проекта.

Вместе с тем, интеграция имеющихся знаний привела к созданию конструкции, которая безусловно способна конкурировать с самыми лучшими зарубежными образцами (см. рис. 4).

Рис. 4. Пропорциональных гидравлический клапан

4 Заключение

Таким образом, на конкретных примерах (создание облегченного насоса-регулятора, управляемого топливного насоса, пропорционального гидравлического клапана) показано, что создание интегрированных конструктивных решений, объединяющих технологии из таких областей, как механика, гидравлика, электроника и электротехника, а также программирование, безусловно создает дополнительные технические преимущества по отношению к решениям, создаваемым методом инжиниринга, а именно сложения конечной технической системы из готовых компонент.

Список использованных источников

[1] П.Миличевич. От сохи до сверхзвуковых и космических полетов. М.: Издательство «Весь Мир», 2008.

К ВОПРОСУ О МЕТОДИКЕ ПЕРЕВОДА УПРАВЛЕНИЯ РЕСУРСОМ АГРЕГАТОВ САУ АГТД НА ЭКСПЛУАТАЦИЮ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ СОСТОЯНИЮ ПО СТРАТЕГИИ СУР(г)

А.В. Ларионов, Е.В. Рабец
АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург

Предметом настоящей статьи является анализ и формирование последовательности необходимого объема работ для агрегатов систем управления авиационных двигателей, при переходе на стратегию управления ресурсом по техническому состоянию. Основной результат – создание концепта обобщенной методики по смене стратегии управления ресурсом агрегатов с фиксированных показателей на отсутствие ограничений по ресурсам и обеспечение их эксплуатаций по техническому состоянию.

ON THE METHODOLOGY OF TRANSFERRING SERVICE LIFE MANAGEMENT OF AGTE ACS UNITS TO OPERATION BASED ON THEIR TECHNICAL CONDITION ACCORDING TO SUR(g) (SERVICE LIFE MANAGING STRATEGY)

1 Введение

В настоящее время в качестве основной стратегии управления ресурсом агрегатов систем управления авиационными газотурбинными двигателями принята и широко используется стратегия управления СУР (а) по назначенным показателям. В соответствии с данной стратегией, установление ресурсных показателей агрегатов выполняется на основании ресурсных испытаний, опыта эксплуатации и результатов расчетов долговечности. По исчерпании соответствующих ресурсных показателей агрегат отстраняется от дальнейшей эксплуатации и подлежит замене.

Однако имеется и альтернативный метод управления ресурсом, заключающийся в обеспечении эксплуатации агрегатов по техническому состоянию по стратегии СУР (г) [1], при этом ресурс как таковой для агрегатов не устанавливается в принципе. Одним из очевидных преимуществ такой стратегии должна стать экономическая эффективность за счет выработки агрегатами большего ресурса, нежели назначенный, вплоть до достижения его предотказного состояния [2] перед отстранением от эксплуатации. Однако, для обеспечения сохранения заданного уровня надежности авиационного двигателя, с учетом эксплуатации его агрегатов по стратегии СУР (г), требуется определенный комплекс мероприятий, направленный на решение задачи по выявлению предотказного состояния агрегатов.

Настоящая работа посвящена разработке концепции методики перехода агрегатов топливных систем авиационных газотурбинных двигателей на стратегию управления ресурса по техническому состоянию СУР (г).

2 Исходные положения методики

Для формирования любого вида методик требуется определить некоторые исходные условия и положения, которыми в дальнейшем возможно руководствоваться. Для рассмотрения вопроса выбора стратегии управления ресурсом агрегатов предлагается принять следующие исходные положения.

2.1 Система автоматического управления представляет собой единый связанный механизм, который обеспечивает работоспособность двигательной установки. В связи с этим, при анализе возможности перевода агрегатов на стратегию управления ресурсными показателями по техническому состоянию СУР (г) необходимо учитывать взаимодействие системы в целом.

Агрегаты системы управления, как правило, представляют собой сложные устройства, выполняющие ряд различных функций и включают в себя различные узлы для их реализации. Таким образом, техническое состояние агрегатов определяется выполнением каждым из их узлов своих функций.

Для наиболее полного контроля за техническим состоянием агрегата потребуется разработка системы контроля и диагностики состояния всех узлов агрегата. Однако, оценка и контроль каждого из узлов приводит к кратному увеличению и усложнению существующих на практике систем контроля и диагностики. Зачастую такое усложнение приводит к технической невозможности по ее реализации в разумных пределах.

При рассмотрении вопроса объема контроля узлов агрегатов также необходимо учитывать, что в

составах систем регулирования зачастую применяются дублирующие элементы или устройства. В случае отказа каких-либо элементов системы управления предусматриваются переходы на резервную систему с соответствующей реконфигурацией. Такой подход на практике позволяет парировать отказ какого-либо из агрегатов для обеспечения главной задачи – сохранения работоспособности двигателя и безопасного завершения полетов.

В этой связи, одним из ключевых моментов для обеспечения реализуемости системы мониторинга за состоянием агрегатов является выполнение анализа возможных последствий отказа, АВПО, каждого из узлов агрегатов в составе системы управления двигателя.

2.2 Выполнение АВПО с оценкой степени критичности влияния отказов на работу двигателя позволяет разделить узлы агрегатов на соответствующие типы. Предлагается разделить все узлы на две категории: критические и некритические узлы.

Неисправность некритических узлов могут приводить к одному из следующих последствий:

- не влияют на работоспособность двигателя и его параметры (например, отказ одного из каналов управления, отказ вспомогательной системы, сервисной функции и т.п.);

- приводят к реконфигурации системы управления и ограничивают диапазон режимов двигателя. Работоспособность двигателя обеспечивается со снижением его параметров в согласованном с разработчиком летательного аппарата (ЛА) диапазоне (например, отказ обоих каналов управления дозированием топлива с переходом на упрощенную резервную систему и т.п.).

Неисправность критических узлов приводит к снижению параметров двигателя ниже допускаемых пределов либо к полному выключению двигателя, при этом отказ невозможно парировать средствами реконфигурации системы управления.

Продолжение полета обеспечивается за счет работы остальных двигателей в случае применения многодвигательной схемы силовой установки ЛА и не обеспечивается в случае применения однодвигательной схемы силовой установки ЛА.

Таким образом, определены основные исходные положения, введены понятия и даны их определения для дальнейшего формирования концепции методики перехода к стратегии СУР (г).

3 Концепция методики перехода на стратегию СУР (г)

В соответствии с введенными исходными положениями во главу работ по переходу к СУР (г) становится выполнение анализа возможных последствий отказов, который позволит провести разделение узлов агрегатов на критические и некритические. Дальнейшие работы для каждого типа узла различны, в виде структурной схемы показаны на рис. 1 и заключаются в следующем.

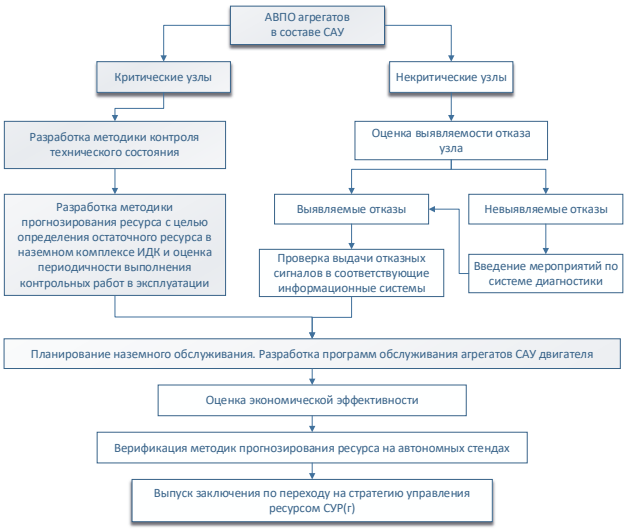


Рис. 1. Структурная схема перехода на стратегию управления ресурсом СУР(г) агрегатов системы управления двигателе

3.1 Для критических узлов необходима разработка методик контроля технического состояния. Выбор методики контроля должен определяться как имеющимися техническими возможностями системы контроля, так и учитывать достаточность или недостаточность данной информации. В случае необходимости систему контроля необходимо изменять, включая в нее новые параметры, которые характеризируют работу данного узла и позволяют оценить его работоспособность.

По результату определения методики контроля и перечня измеряемых параметров для каждого из критических узлов необходимо разработать методику прогнозирования ресурса. Цель данной методики заключается в определении остаточного ресурса агрегата по зафиксированным критериям оценки технического состояния.

После разработки методики прогнозирования ресурса потребуется оценка необходимой периодичности проведения контрольных работ.

3.2 Для некритических узлов основным фактором является оценка выявляемости отказов с целью недопущения наличия «скрытых» неисправностей, которые могут в какой-либо момент времени привести в совокупности с появлением других отказов к критическим последствиям.

Для невыявляемых отказов необходимо предусмотреть введение дополнительных мероприятий по системе диагностики с целью

перевода их в категорию выявляемых. В случае невозможности выполнения контроля за состоянием некоторых узлов потребуется выполнение оценки последствий отказов для совокупности отказа данного конкретного узла и всех прочих некритических узлов для каждого в отдельности. При этом потребуется провести оценку влияния на работу двигателя такого двойного отказа.

Для выявляемых отказов необходимо выполнить проверку выдачи отказных сигналов в соответствующие информационные системы для оповещения летного или инженерно-технического персонала для организации своевременного сервисного обслуживания.

3.3 Планирование наземного обслуживания

Для обеспечения эксплуатации агрегатов по стратегии СУР (г) необходимо планирование комплекса работ при наземном обслуживании с разработкой соответствующих программ обслуживания агрегатов системы управления двигателя.

3.4 Оценка экономической эффективности

Для сопоставления возможного положительного эффекта по работам по переводу эксплуатации агрегатов на стратегию СУР (г) с затратами на реализацию потребуется оценить:

- стоимость модернизации системы контроля изделия, с учетом парка двигателей;
- стоимость выполнения программ наземного обслуживания, с учетом парка двигателей;
- стоимость разработки методик оценки и прогнозирования ресурса, а также их верификации;
- снижение стоимости жизненного цикла двигателя за счет фактического продления ресурсных показателей агрегатов системы управления.

При формировании положительного заключения по экономической эффективности целесообразно проведение дальнейших работ по переходу к СУР (г).

3.5 Верификация методик

Принимая во внимание важность корректной оценки остаточного ресурса наиболее эффективный и надежный способ – проведение специальных испытаний агрегатов или их отдельных узлов на автономных стендах по отдельно разработанным программам испытаний.

В результате этапа верификации по сформированным трендам изменения основных параметров узлов появляется возможность подтверждения заданной периодичности выполнения работ для прогнозирования остаточного ресурса агрегатов по п.3.1. Такие работы могут в себя включать наземные опробования двигателя или анализ полетной информации средствами наземного информационно-диагностического комплекса ИДК для выполнения прогнозирования остаточного ресурса агрегатов.

3.6 Завершение комплекса работ по переходу на СУР (г) целесообразно провести с выпуском заключения по всем работам и согласования его с предприятиями-разработчиками агрегатов САУ и ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

4 Заключение

Результатом проведенной работы является сформированная концепция методики перехода агрегатов топливных систем авиационных газотурбинных двигателей на стратегию управления ресурса по стратегии СУР (г). Результаты работы могут быть использованы при разработке отраслевой методики по переводу на управление ресурсом по техническом состоянию.

Список использованных источников

[1] Положение об установлении и увеличении ресурсов и сроков службы газотурбинных двигателей военной авиации, их агрегатов и комплектующих изделий, М,: Типография ЦИАМ, 2005. – 80 с.

[2] Эксплуатация техническая авиационной техники по состоянию. Основные положения. ОСТ 1 02776-2001.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ РАСКРУТКИ ТУРБИНЫ ТРДД ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА ПРИ РАЗРУШЕНИИ ВАЛА НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

И.А. Лещенко[1], С.В. Багров[1], А.М.Портер[1]
[1] ПАО «ОДК-Сатурн, г. Рыбинск

Представлена математическая модель серийного ТРДД для исследования работы электронной системы защиты от раскрутки турбины (ЭСЗРТ) при разрыве ее механической связи с вентилятором вследствие разрушения вала. Комплексная математическая модель динамики двигателя включает термодинамическую модель, реализованной на платформе ПК ThermoGTE, а также: модель трения ротора о статор за счет осевых сил; модель отключения подачи топлива по команде ЭСЗРТ; модель сопротивления вращению турбины за счет вытяжки дисков от центробежных сил. Проведена оценка максимальной частоты вращения ТНД двигателя, оснащенного ЭСЗРТ.

STUDIES OF TURBINE OVERSPEED DYNAMICS FOR CARGO PLANE TURBOFAN ENGINE FOR THE CASE OF LOW PRESSURE SHAFT DESTRUCTION

I.A. Leshchenko[1], S.V. Bagrov[1], A.M.Porter[1]
[1] PSC «UEC-Saturn», Ryibinsk

Mathematical model for serial turbofan engine is presented, designed for research of operation of electronic system of turbine overspeed protection (ESTOP) when its kinematical connection with the fan is ruptured due to shaft destruction. Complex model of engine dynamics includes thermodynamical model, implemented on the platform of ThermoGTE program, and also model of rotor-stator axial friction, model of fuel supply shut-off by ESTOP command, and model of turbine rotation resistance caused by its disks stretch due to centrifuge forces. Peak value of turbine rotation rate was evaluated for the engine equipped with ESTOP.

1 Введение

Наряду с традиционными требованиями обеспечения надежности и безотказности, к авиационной технике предъявляются строгие требования, связанные с отсутствием катастрофических последствий возможных отказов. В частности, к авиационным газотурбинным двигателям предъявляются требования о локальном характере повреждений при разрушении элементов проточной части. Например, оторвавшиеся лопатки компрессоров и турбин должны надежно удерживаться стенкой корпуса двигателя и не вызывать повреждений за его пределами.

Одним из потенциально «опасных» элементов конструкции ТРДД является вал низкого давления (НД), имеющий относительно малый диаметр. Его разрушение (обрыв) приводит к нарушению кинематической связи между вентилятором и приводящей его турбиной низкого давления (ТНД). Лишившись загрузки со стороны вентилятора, ТНД стремительно ускоряется до частот вращения, приводящих к разрушению ее дисков. Непробиваемость корпуса тяжелыми фрагментами дисков обеспечивается трудно, поэтому необходимо принимать специальные меры для недопущения раскрутки ротора до разрушения, например, обеспечить отключение подачи топлива по команде электронной системы защиты от раскрутки турбины (ЭСЗРТ). Для ввода ЭСЗРТ в эксплуатацию необходимо обоснование ее эффективной работы во всех возможных условиях. В рамках настоящей работы выполнено моделирование динамики двигателя при обрыве вала НД, проведена идентификация динамической модели и оценена возможность защиты ТНД от раскрутки за счет установки ЭСЗРТ.

2 Обоснование требований к математическому моделированию динамики при разрушении вала

Главным объектом интереса при исследовании динамики разрушения вала и работы ЭСЗРТ является вращательная динамика ТНД. Согласно второму закону Ньютона, интерпретированному для вращательного движения, угловое ускорение ротора ТНД $d\omega/dt$ пропорционально неравновесному крутящему моменту на нем и обратно пропорционально моменту инерции по осевому направлению:

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{\Delta M_{кр}}{J_{ТНД}} \quad (1)$$

Основную сложность представляет собой величина неравновесного крутящего момента, которую нужно определять в каждый момент

времени. На рабочие лопатки ТНД, с одной стороны, действуют газовые силы, стремящиеся раскрутить ее. С другой стороны, ротор ТНД может сместиться по оси вправо, где, будучи прижатым ободами дисков к статору, появляется сила трения, препятствующая вращению. При существенной раскрутке ротора ТНД его диски вытягиваются в радиальном направлении, приводя к увеличению радиуса рабочих лопаток на периферии и их силовому взаимодействию с надроторными вставками, также препятствующему вращению. Газовые силы на рабочие лопатки, в свою очередь, зависят от частоты вращения ТНД (уменьшаются с ее ростом), от расхода газа (который, в свою очередь, зависит от стремительно уменьшающейся частоты вращения вентилятора), от температуры газа (которая зависит от расхода топлива и воздуха в камере сгорания). Таким образом, архитектура комплексной математической модели (ММ) должна включать поэлементную нелинейную термодинамическую ММ двигателя с возможностью учитывать рассоединение вала в динамике, а также модель ЭСЗРТ, отключающей подачу топлива, модель трения ротора о статор при осевой «посадке», и модель сопротивления вращению за счет вытяжки.

3 Термодинамическая модель двигателя

ММ двигателя, реализованная на платформе ПК ThermoGTE [1], отвечает требованиям аккуратного учета условий совместной работы элементов двигателя при разрушении вала. Динамические процессы моделируются путем решения дифференциальных уравнений (ДУ) динамики роторов (или их отдельных частей) и уравнений тепловой нестационарности на уровне тепловых потоков между осредненными по температуре элементами конструкции и рабочим телом. На каждом шаге интегрирования ДУ численно решается система нелинейных алгебраических уравнений, описывающих условия совместной работы элементов по расходам. Применяется достаточно малый шаг интегрирования, равный 0,00001 с, обусловленный необходимостью аккуратного разрешения динамики осевого движения ротора ТНД и его ударной «посадки» на статор при моделировании разрушения вала правее шарикового подшипника. Термодинамическая модель откалибрована по результатам приемо-сдаточных испытаний серийного двигателя.

На Рис. 1 показаны примеры расчета с помощью термодинамической ММ динамики двигателя без учета механических воздействий, тормозящих ротор ТНД. Момент разрушения вала НД соответвтсует 0,001 с, момент ступенчатого отключения подачи топлива – 0,1с. Расчет выполнен с учетом тепловой нестационарности и без него.

Видно, что термодинамическая ММ учитывает совместную работу всех элементов двигателя. Вентилятор после разрушения вала снижает обороты, в результате уменьшается расход воздуха, его давление и температура перед КВД. Рабочая точка КВД перемещается за счет этого вправо – вверх до момента отключения подачи топлива, причем ротор ВД практически не меняет свою частоту вращения.

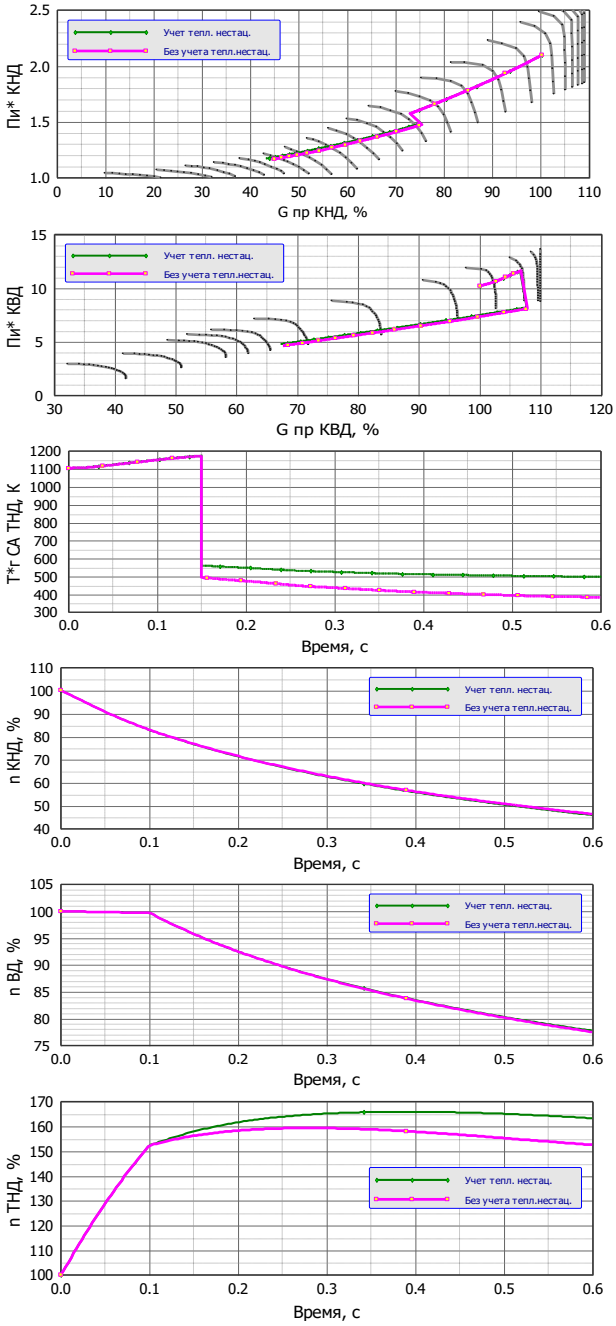


Рис. 1. Термодинамическое моделирование динамики двигателя ($t_{Разр}$=0, $t_{ОткклТопл}$ = 0,1 с)

После прекращения подачи топлива температура, давление и расход перед ТНД остаются достаточно большими, чтобы продолжать раскрутку ее ротора. При учете тепловой нестационарности этот эффект особенно сильно проявляется. Пик частоты вращения ТНД наступает после существенного выбега роторов после погасания камеры сгорания.

4 Модель работы ЭСЗРТ

Логика работы штатной ЭСЗРТ следующая:

- сигнал на включение ЭСЗРТ проходит в момент времени t_0 при достижении частоты вращения ТНД заданного значения $n_{ТНД\ 0}$;

- через 0.03 с после t_0 подается напряжения 27В на электромагнитный клапан отключения топлива;

- через 0.11 с после t_0 расход топлива начинает снижаться;

- через 0.18 с после t_0 расход топлива линейно снижается до 30% от своего начального значения;

- через 0.26 с после t_0 расход топлива линейно снижается до 13% от своего начального значения;

- через 0.330 с после t_0 расход топлива снижается до нулевого значения.

Циклограмма, представленная выше, получена на основе идентификации записей параметров двигателя при его выключении по сигналу от ЭСЗРТ без разрушения вала НД, полученных на предприятии. Идентификация выполнялась по измеряемому давлению за компрессором. Расход топлива подбирался «вручную» так, чтобы динамика изменения давления в расчете совпала с записью. Результат представлен на рис. 2. Совпадение циклограмм давления за компрессором обеспечило совпадение записей и расчетов динамики частот вращения роторов.

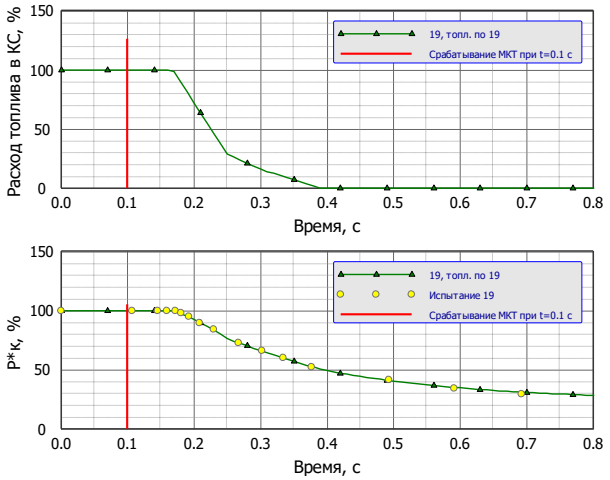


Рис. 2. Идентификация циклограммы отключения подачи топлива

5 Модель механического торможения ТНД за счет осевого прижима и вытяжки дисков

Моделирование торможения ротора ТНД за счет вытяжки ее дисков возможно только на основе эмпирического подхода с получением исходных данных на основе идентификации экспериментальных переходных процессов. В распоряжении авторов на момент проведения представленного исследования был единственный эксперимент, проведенный много лет назад, в котором вал аналогичного двигателя был разрушен правее шарикоподшипника. ТНД сместилась вправо до «посадки» на статор, и продолжала раскручиваться до срабатывания ЭСЗРТ. Записей параметров, позволяющих идентифицировать циклограмму отключения топлива, не сохранилось. Поэтому циклограмма расхода топлива задавалась в соответствии с логикой, изложенной в предыдущем подразделе. Имелись в наличии параметры атмосферы на время проведения эксперимента и запись частот вращения КНД и ТНД, позволившая определить момент разрушения вала.

До начала снижения расхода топлива ТНД раскручивалась под действием газовых сил и сопротивления трения от осевых сил, равного произведению осевой силы, радиуса ее приложения и коэффициента трения:

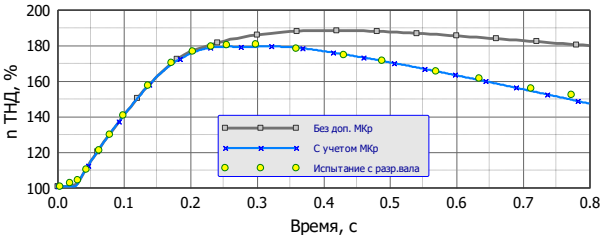
$$M_{Кр\ Oc} = F_{Oc} \cdot r \cdot f_{mp}. \qquad (2)$$

С использованием термодинамической ММ был подобран такой коэффициент трения, который обеспечил совпадение динамики ТНД до начала отключения топлива. Полученный коэффициент трения оказался на порядок меньше ожидаемой величины, известной из справочников для сухого трения никелевых сплавов. Видимо, продукты распада несгоревшего топлива (прежде всего, сажа), сыграли роль смазки.

Для временного интервала после начала отключения топлива идентификация динамики ТНД потребовала ввода тормозящего момента за счет вытяжки дисков. Результат представлен на рис. 3.

Зависимость момента сопротивления по вытяжке от частоты вращения ТНД, представленную на рис. 4, позволила сформировать характеристику этого момента. До частоты вращения ТНД, равной 162%, $M_{Кр\ Выт} = 0$. Далее он скачком увеличивается и возрастает по модулю с ростом оборотов ТНД. После прекращения роста оборотов ТНД уменьшается $M_{Кр\ Выт}$ и остается постоянным.

Таким образом, комплексная ММ позволяет моделировать динамику двигателя с учетом совместной работы элементов, осевого трения (при необходимости), а также сопротивления вращению за счет вытяжки дисков.



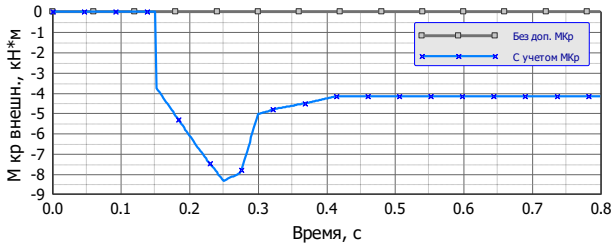


Рис. 3. Идентификация сил трения и сопротивления от вытяжки дисков

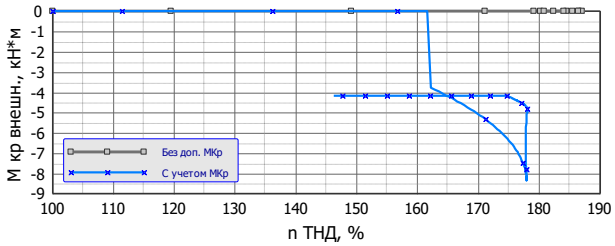


Рис. 4. Зависимость момента сопротивления за счет вытяжки от частоты вращения ТНД

6 Использование комплексной ММ для определения возможного заброса $n_{ТНД}$ в условиях эксплуатации

С помощью разработанной комплексной ММ был проведен ряд исследований. Здесь на рис. 5 в качестве примера показан результат моделирования разрушения вала с работой ЭСЗРТ для взлетного режима работы двигателя для всей области возможных условий полета. В частности, получено, что с текущим уровнем оценок крутящего момента сопротивления вращению ТНД от вытяжки дисков на всех режимах полета и работы двигателя его защита от нелокализованного разрушения обеспечивается. Частота вращения ТНД, достигаемая в пике, не достигает частоты вращения, при которой разрушается диск последней ступени.

Также с помощью разработанной комплексной ММ динамики двигателя с ЭСЗРТ было выполнено исследование предстоящего эксперимента с принудительным нарушением кинематической связи между вентилятором и ТНД. В частности, был определен рекомендованный режим работы двигателя на момент принудительного разрушения и получены исходные данные, необходимые для обеспечения корректности постановки экспериментального исследования.

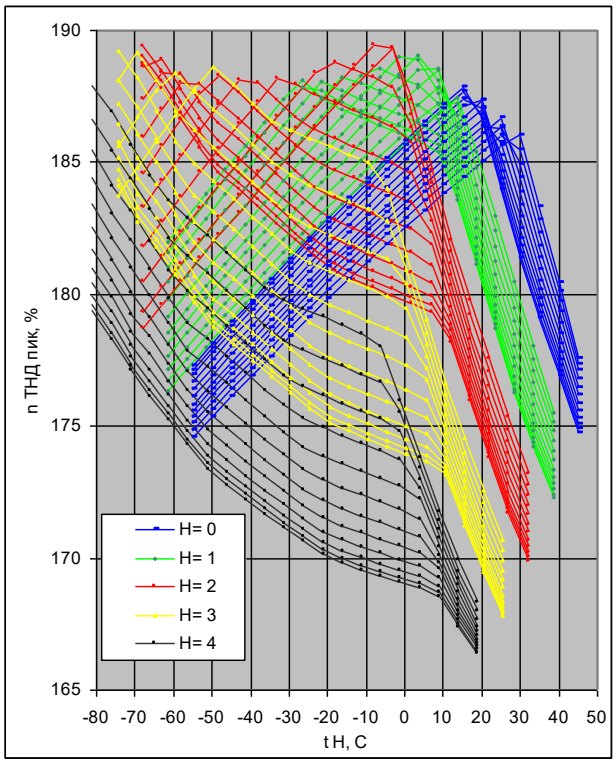


Рис. 5. Оценка пика частоты вращения ТНД для всех условий эксплуатации на взлетном режиме

7 Заключение

Разработана комплексная многодисциплинарная математическая модель, предназначенная для исследования динамики серийного ТРДД с нарушением кинематической связи между вентилятором и ТНД из-за разрушения вала и работой электронной системы защиты от раскрутки турбины. Применение этой ММ позволило предварительно подтвердить способность ЭСЗРТ защитить двигатель от нелокализованного разрушения во всех условиях эксплуатации. Однако есть вопросы, связанные с достоверностью использованных для построения комплексной ММ исходных данных в части, касающейся сил механического торможения ТНД, прежде всего, за счет вытяжки дисков. Экспериментальная проверка работы ЭСЗРТ с принудительным разрушением вала должна послужить существенным источником дополнительных исходных данных, необходимых для получения адекватной комплексной ММ.

Список использованных источников

[1] Web-ресурс www.thermogte.ru, дата обращения 12.04.2025 г.

СОЗДАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ГТД В АО «ОДК-АВИАДВИГАТЕЛЬ»

А.А. Иноземцев[1], И.Г. Лисовин[1], И.Н. Грибков[1],
[1] АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В данной работе представлены результаты работы АО «ОДК-Авиадвигатель» в части разработки и совершенствования систем управления авиационных газотурбинных двигателей и наземных газотурбинных установок.

DEVELOPMENT OF MODERN CONTROL AND MONITORING SYSTEM FOR GTE AT JCS UEC-AVIADVIGATEL

A.A. Inozemtsev[1], I.G. Lisovin[1], I.N. Gribkov[1]
[1] JCS UEC-Aviadvigatel, Perm, Russia

This paper presents the results of the work of JSC UEC-Aviadvigatel in terms of development and improvement of control systems for aircraft gas turbine engines and ground gas turbine units.

1 Введение

Представлены результаты работы АО «ОДК-Авиадвигатель» по созданию систем управления для современных двигателей авиационного и промышленных применений. Описаны перспективные направления развития авиационных и наземных систем управления, рассмотрены направления в развитии систем контроля авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и наземных газотурбинных установок (ГТУ), представлены перспективы развития средств измерений и исполнительных механизмов.

2 Направления работы АО «ОДК-Авиадвигатель»

В настоящее время АО «ОДК-Авиадвигатель» ведет работу в следующих направлениях:

- разработа и доводка САУ перспективных двигателей гражданской авиации ПД-35, ПД-26, ПД-14 и агрегатов мотогондолы ПД-8;
- сопровождение эксплуатации САУ двигателей ПС-90А и его модификаций;
- разработка, доводка и сопровождение эксплуатации САУ газотурбинных энергетических установок для электростанций и газоперекачивающих агрегатов на базе двигателей ПС-90А и Д-30;
- разработка САУ перспективных энергетических установок на базе двигателя ПД-14.

Для обеспечения современных стандартов стоимости жизненного цикла (СЖЦ), качества и технологичности, а также обеспечения в должной степени конкурентоспособности двигателя ПД-14 в работе с САУ-14 была применена электронная система управления с полной ответственностью, благодаря чему удалось достигнуть следующих показателей:

1. Уменьшено количество топливных трубопроводов и механических элементов, вследствие применения пневмосистем и объединение ряда топливных трасс в единый топливный адаптер;
2. Снижена на 40 кг по сравнению с ПС-90А масса агрегатов САУ благодаря применению новых методик проектирования;
3. Увеличена точность регулирования благодаря использования электронного регулятора;
4. Повышена надежность и безопасность системы в связи с применением двухканального исполнения регулятора с развитой системой встроенной контроля и автономной системы защиты от раскрутки;
5. Увеличена автономность двигателя от систем самолета в части электроинтерфейсов за счет перевода дискретных сигналов в кодовый обмен с самолетными системами и приоритета автономной системы электропитания;
6. Повышена гибкость системы за счет возможности увеличения количества функций и корректировки существующих программ в электронном регуляторе;

Для текущего совершенствования двигателя ПД-14, увеличения его показателей безопасности и отказоустойчивости, как идейное продолжение САУ-14 была разработана ее модификация

САУ-14М, содержащая следующие значительные изменения:

Электронные агрегаты: использование ЭКБ без скрытого импорта, замена ряда ЭКБ на более высокотемпературные (до+125 ^{0}C), введение дополнительных замеров для новых алгоритмов управления;

Гидромеханические агрегаты: разделение функций дозирования топлива и управления механизацией двигателя, модернизация функции резервного управления дозирующей иглой, введение функции поддержания безопасного режима при полном отказе исполнительной части управления расходом топлива, внедрение отечественного топливного фильтра, внедрение мероприятий по оптимизации комплектующих изделий с целью снижения массы;

САУРЗ с аналоговым управлением: разработка системы аналогового управления радиальными зазорами в ТВД и ТНД.

Начиная с 2016 года «ОДК-Авиадвигатель» ведутся работы над проектом двигателя демонстратора технологий ПД-35, основными требованиями к которому являются: повышение надежности и ресурса, улучшение показателей экономичности и экологичности, и снижение стоимости жизненного цикла. На данный момент все требования, выдвинутые к двигателю ПД-35, удовлетворены:

1. Снижена стоимость жизненного цикла за счет проектирования с учетом модели стоимости жизненного цикла;
2. Уменьшены массогабаритные показатели САУ и К благодаря применению новых материалов и технологий;
3. Повышена надежность и безопасность за счет упрощенного спецстойкого резервного регулятора и автономного резервного контура управления ВНА;
4. Увеличена стойкость к внешним воздействующим факторам за счет применения новых высокотемпературных ЭРИ и материалов;
5. Повышение интеллектуальности системы в связи с применением новых методов управления и встроенных математических моделей;
6. Проведены наземные испытания двигателя демонстратора технологий ПД-35 на стенде АО «ОДК-Авиадвигатель», а также испытания демонстрационного газогенератора с малоэмиссионной камерой сгорания в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

В целях повышения массогабаритных показателей двигателя, повышения точности управления приводными агрегатами, улучшения показателей удельной мощности одним из направлений работы «ОДК-Авиадвигатель» является развитие, разработка и внедрение электроприводных агрегатов, среди которых:

1. Интегрированный стартер-генератор;
2. Электропривод масляного насоса и суфлера;
3. Электроприводной топливный насос;
4. Электропривод реверсивного устройства;
5. Электропривод перепуска воздуха из-за подпорных ступеней;
6. Электропривод направляющих аппаратов компрессора;
7. Электроприводная заслонка системы управления радиальными зазорами.

В частности, на данный момент, ведутся испытания интегрированного стартер-генератора для ПД-35, мощностью в стартерном режиме 300 кВт, в режиме генератора 250 кВт. Также ведутся работы по электроприводу ВНА для опытно-промышленной эксплуатации.

Помимо разработки и совершенствования систем управления, аналогичные работы ведутся и для системы контроля двигателя. В частности, агрегат блок мониторинга прошел через следующие изменения, в целом отражающие тенденции развития подобных систем:

1. Повышение объема запоминаемой полётной информации;
2. Развитие вибродиагностики;
3. Беспроводная передача зарегистрированной информации в сервисный центр;
4. Развитие алгоритмов диагностики (балансировка, ранжирование отказов, контроль стружки и др.);
5. Увеличение объема контролируемых диагностических параметров.

Также в системе контроля нашли применение новые технологии в части средств измерения:

1. Объединенный датчик $T^*_{ВХ}$ с электрической ПОС;
2. 3-х компонентные датчики вибрации для углубленной вибродиагностики;
3. Интеллектуальные датчики давления и вибрации;
4. Датчик уровня масла с цифровым выходом;
5. 4-х канальные датчики температуры газа за турбиной.

Смежной областью работы являются системы управления ГТУ с малоэмисионной камерой сгорания (МЭКС) – это реализация схем дозирования, обеспечивающих точное перераспределение топлива между контурами в целях минимизации эмиссии вредных веществ, обеспечение охлаждения неработающих коллекторов, поддержание температуры за турбиной, контроль и парирование виброгорения, и разработка эффективных систем зажигания бедных топливовоздушных смесей.

3 Заключение

Развитие систем управления, появление новых технологий и общее стремление к совершенствованию и улучшению авиационных двигателей – накладывает особые требования к технологиям создания САУ, в связи с чем, необходимо применение перспективных разработок различных отраслей науки и техники при широкой кооперации ведущих предприятий, научных институтов и центров компетенций РФ.

Список использованных источников

[1] Бабкин В.И. Современная методология создания конкурентоспособных авиационных двигателей и место науки в этом процессе / В.И. Бабкин, В.И. Солонин // Двигатель. – 2017. - №1. – С.10-13.

[2] В. И. Бабкин, М. М. Цховребов, В. И. Солонин, А. И. Ланшин Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий // Двигатель. - 2013. - № 2(86). - С. 2-7. Г. С. Ранченко, А. Г. Буряченко Перспективы развития электронных САУ ГТД // Автоматическое управление и диагностика двигателей и энергоустановок. - 2018. - № 7(151). - С. 95-101.

ВНЕДРЕНИЕ МЕТОДОВ СИСТЕМНОЙ ИНЖЕНЕРИИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ САУ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С.В. Остапенко
АО «ОДК-СТАР», Пермь
e-mail: ostap-sv@ao-star.ru

В работе рассмотрено внедрение методов системной инженерии при разработке САУ перспективных двигателей, позволяющих устранить причины выхода за рамки бюджета и сроков проектирования. Продемонстрирована модель системы и преимущества методов системной инженерии при разработке САУ перспективных двигателей.

IMPLEMENTATION OF SYSTEM ENGINEERING METHODS IN THE DEVELOPMENT OF PROSPECTIVE ENGINES

S.V. Ostapenko
JSC «UEC-STAR», Perm, Russia

The paper considers the implementation of system engineering methods in the development of advanced engine control systems, which allows to eliminate the causes of exceeding the budget and design time. The paper demonstrates the system model and the advantages of system engineering methods in the development of advanced engine control systems.

Введение

В настоящее время при разработке САУ перспективных двигателей основной проблемой проектирования является выход за рамки бюджета и сроков по причине исправления ошибок на поздних стадиях проектирования.

Внедрение методов системной инженерии

Наиболее эффективным способом устранения причин выхода за рамки бюджета и сроков, является внедрение методов системной инженерии. Системная инженерия представляет собой трансдисциплинарный и интегративный подход, обеспечивающий успешное создание, использование и вывод из эксплуатации инженерных систем, использующий системные принципы и концепции, а также научные, технологические и управленческие методы [1]. Она включает в себя интеграцию различных инженерных дисциплин, таких как механика, электроника, программное обеспечение и управление проектами, для создания оптимальных и эффективных решений. Под системной инженерией понимается сосредоточение научно-технических усилий на том, как рациональным образом построить и эффективно эксплуатировать различные искусственно создаваемые системы. В свою очередь система рассматривается как комбинация взаимодействующих элементов, упорядоченная для достижения одной или нескольких поставленных целей.

Системная инженерия основывается на системном подходе, при котором любой объект рассматривается как совокупность взаимосвязанных элементов, имеющих вход (ресурсы), выход (цель) и связь с внешней средой (рис.1).

Рис. 1. Визуализация системного подхода

Системная инженерия направлена на устранение первопричины за счет строгого контроля требований на всех этапах жизненного цикла изделия.

Системы воздушного судна требуют повышенной дисциплины проектирования и структурированной разработки для обеспечения того, что требования к безопасности и эксплуатации могут быть полностью выполнены и обоснованы. Итерационный подход сверху вниз от уровня воздушного судна к составляющим его компонентам является ключевым методом [2]. В этой связи необходимо отметить, что подход системной инженерии за счёт методологической и инструментальной поддержки

естественным образом обеспечивает выполнение заявленных требований к процессу проектирования систем воздушного судна.

Применительно к разработке САУ перспективных двигателей по принципам системной инженерии в PLM-системе (Teamcenter) общая последовательность работ и процессов представлена на рис. 2. Все процессы имеют обратную связь с другими процессами и характеризуются итеративным и инкрементальным подходом.

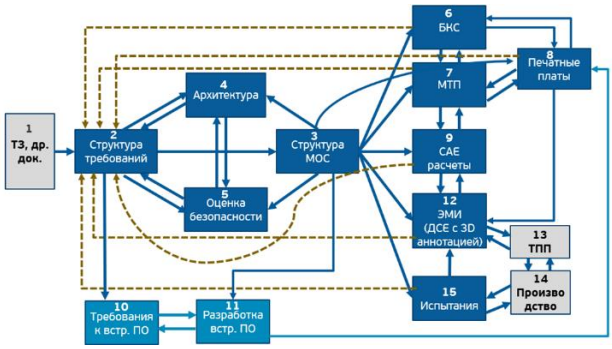


Рис. 2. Этапы работ

Система создается постепенно, включая все более детализированные состояния (итеративный подход) и/или постепенно расширяет концепции, подлежащие рассмотрению, начиная с наиболее важных и критических, затем расширяясь до полного требуемого периметра (инкрементальный подход).

Для реализации эффективного управления требованиями в рамках системной инженерии необходимо обеспечить не только методологическую, но и инструментальную связанность всех этапов проектирования. Практика показывает, что важнейшим условием успешной реализации проекта становится выстроенная логика взаимодействия между различными участниками, модулями и процессами — от формирования требований до передачи данных в производство.

1. ТЗ, др. док.

Проект начинается с получения ТЗ от заказчика или внешней заинтересованной стороны. Этот документ содержит высокоуровневые ожидания, условия эксплуатации, технические ограничения и целевые показатели.

2. Структура требований.

Полученные требования обрабатываются, классифицируются, структурируются в PLM-системе (Teamcenter) в виде иерархической спецификации. Эта спецификация становится основой всей последующей инженерной деятельности.

3. Структура МОС.

Параллельно с архитектурой разрабатывается структура методов оценки соответствия, которые будут использоваться для верификации и валидации требований. Этот этап необходим для определения, как именно будет проверяться выполнение каждого требования — с использованием расчётов, анализа, испытаний или документации.

4. Архитектура.

Следующим этапом является переход от текстовых требований к визуально-логической архитектуре системы. В MBSE-среде Capella формируется модель, отражающая компоненты, их функции, интерфейсы и взаимодействия. Архитектура служит основой для декомпозиции требований и их трансформации в новые, уточнённые формулировки.

5. Оценка безопасности.

Один из обязательных этапов — анализ безопасности проекта. Важно, чтобы архитектура и требования не противоречили базовым принципам надёжности и отказоустойчивости. Этот анализ может повлиять на доработку архитектуры или пересмотр требований.

6. Базовая контрольная структура (БКС).

Базовая контрольная структура представляет собой фундаментальную часть технического проекта, в которой формализуются иерархия системы, основные функциональные блоки, их назначение и взаимодействия. БКС служит связующим звеном между архитектурной моделью и документацией технического проекта, а также основой для формирования макетов, КД и верификационных требований. Фактически это каркас будущей системы — как структурно, так и функционально.

7. Макет технического проекта (МТП).

Макет технического проекта — это промежуточная инженерная сборка, отражающая проектные решения до стадии детализации.

МТП критически важен для выявления ограничений на ранних стадиях (например, по габаритам, массам, компоновке и эргономике) и для первичной интеграции разработок.

8. Печатные платы.

На основе архитектурной модели, требований и МТП проектируются печатные платы (ПП) — основа электроники изделия. На этом этапе:

Результаты передаются в CAE-системы и далее — в ТПП и производство.

9. CAE-расчёты.

Проектные решения верифицируются через CAE-моделирование (Computer-Aided Engineering). Это:

- тепловые, механические и электромагнитные расчёты;
- проверка вибропрочности, устойчивости к перегреву, линейности;
- моделирование отказов и предельных нагрузок.

Результаты расчётов служат обоснованием соответствия архитектуры и проектных решений исходным требованиям. Также они участвуют в построении МОС.

10. Требования к встроенному ПО.

На основе архитектурной модели и функциональных сценариев формируются требования к встроенному ПО.

Формируются ограничения по памяти, производительности, операционным условиям и средства контроля выполнения.

11. Разработка встроенного ПО.

Происходит реализация алгоритмов, описанных в архитектуре и техническом задании. На этом этапе:

- программируются логические блоки и управляющие модули;
- моделируется поведение ПО в условиях работы изделия;
- интегрируется ПО в «железо» (HIL/SIL тестирование);
- оформляется документация (ПО, протоколы).

ПО тестируется как отдельно, так и в составе системы на более позднем этапе (испытания).

12. Электронная модель изделия (ЭМИ).

Электронная модель изделия представляет собой цифровое воплощение конструкции изделия, которое полностью определяет его геометрию и технические требования к производству и контролю.

ЭМИ служит цифровым оригиналом конструкторской документации для деталей и сборочных единиц, которая в дальнейшем используется для выпуска различных видов документов (например, эксплуатационной документации), на всех этапах технологической подготовки производства, непосредственно самого производства, испытаний, ввода в эксплуатацию и других этапах ЖЦИ.

13. Технологическая подготовка производства (ТПП).

На основе проектных данных разрабатывается технологический процесс производства изделия.

Также происходит трансформация цифровой модели в данные для станков с ЧПУ, печатных производств и контроля (через DCE с 3D-аннотацией).

14. Производство.

На данном этапе осуществляется переход к фактическому изготовлению изделия. Вся информация — от требований до архитектуры и компоновки — передаётся в производственные подразделения.

Производство становится логическим завершением цепочки преобразования требований в физический продукт.

15. Испытания.

Финальный и критически важный этап. Испытания позволяют:

- проверить соответствие изделия требованиям (верификация и валидация);
- выявить скрытые дефекты;
- подтвердить надёжность в рабочих условиях;
- собрать обратную связь для уточнения требований в следующих циклах.

Испытания формируют отчётность, служащую доказательством соответствия и основой для передачи в эксплуатацию.

Данная схема отражает системный, сквозной и взаимосвязанный подход к управлению требованиями. Она демонстрирует, как из одного исходного блока (ТЗ) формируется целый контур инженерной логики, включающий архитектуру, МОС, средства верификации, трассировку и обратную связь от производства и испытаний. Такой подход обеспечивает:

- высокую степень прослеживаемости требований на всех уровнях;
- возможность гибко реагировать на изменения без потери целостности проекта;
- согласованность между различными направлениями разработки.

В рамках подхода системной инженерии, помимо классических процессов, рассматриваются также ряд интегральных процессов проектирования, которые создают мультидоменную модель системы, интегрированную в PLM-систему (Teamcenter) (рис. 3).

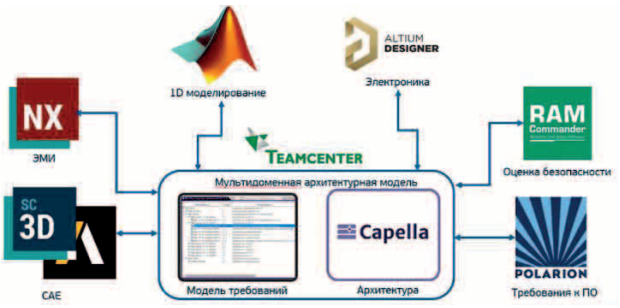


Рис. 3. Мультидоменная модель системы

Развитие методологии системной инженерии позволит сместить усилия, направленные на разработку изделия, на более ранние стадии ЖЦИ (рис.4). Таким образом делается акцент на начальные этапы проекта, на которых разрабатываются требования, архитектура системы, планируются процессы верификации и валидации [3].

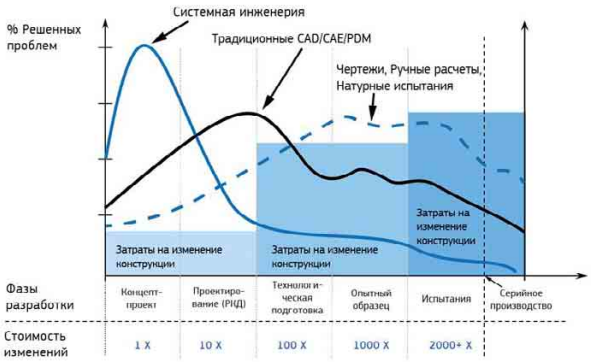


Рис. 4. Смещение процессов проектирования на ранние этапы ЖЦИ

Заключение

Системная инженерия демонстрирует эффективность разработанных подходов и является выгодным инструментом при разработке САУ перспективных двигателей. Также ведет к уменьшению затрат путем исключения переделок из-за увеличения глубины проработки и исправления ошибок на ранних стадиях проекта.

Список использованных источников

[1] Международный совет по системной инженерии// ***INCOSE: сайт*** URL: https://www.incose.org.

[2] Международный авиационный комитет авиационный регистр // Руководство Р-4754 по разработке воздушных судов гражданской авиации и систем. 2016. С. 10.

[3] Решения для цифрового производства // plm-ural.ru: сайт. URL: https://www.plm-ural.ru/resheniya/sistemnaya-inzheneriya.

КРИТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА МЕТОДОВ БЕЗДАТЧИКОВОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ПРИВОДОВ

А.А. Самотыя[1,2], Ю.К. Титов[1,2], Е.М. Солодкий[1,2]
[1]Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь,
[2] АО «ОДК-СТАР», Пермь

Представлено исследование бездатчиковой векторной системы управления (Field-Oriented Control, FOC) электроприводом топливного насоса малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД). Разработан адаптивный наблюдатель положения ротора, использующий сигналы регулятора тока для компенсации ошибок ориентации. Доказано превосходство FOC над традиционным подчиненным управлением: точность дозирования топлива на режиме малого газа повышена с 12-15% до 0.8%.

CRITICAL EVALUATION OF SENSOR-FREE CONTROL METHODS FOR AIRCRAFT DRIVES

A.A. Samotya[1,2], Yu.K. Titov[1,2], E.M. Solodkiy[1,2]
[1] Perm National Research Polytechnic University, Perm,
[2] JSC "ODK-STAR", Perm

The paper presents a study of a sensorless vector control system (Field-Oriented Control, FOC) for the electric drive of a fuel pump of a small-sized gas turbine engine (MGTE). An adaptive rotor position observer is developed, using current controller signals to compensate for orientation errors. The superiority of FOC over traditional slave control is proven: the fuel dosing accuracy at idle mode is increased from 12-15% to 0.8%.

1 Введение

Развитие "более электрических", гибридных и полностью электрических силовых установок для авиации, обеспечивающих нулевой уровень вредных выбросов, требует совершенствования ключевых подсистем, таких как топливоподача. Для газотурбинных двигателей (ГТД) всех классов – от малоразмерных (МГТД) для БПЛА до мощных двигателей пассажирских и транспортных самолетов – критически важной задачей является обеспечение прецизионного дозирования топлива на режимах запуска и малого газа. На этих режимах привод топливного насоса (ТН) работает на предельно низких скоростях, где традиционные бездатчиковые системы управления синхронным двигателем с постоянными магнитами (СДПМ), основанные на измерении обратной ЭДС, демонстрируют принципиальные ограничения. Малая амплитуда сигнала ЭДС и высокая чувствительность к электромагнитным помехам бортовой сети приводят к нестабильности, значительным ошибкам позиционирования ротора (±15° эл.), пульсациям момента и, как следствие, невозможности гарантировать точное дозирование топлива. Это напрямую влияет на надежность запуска, стабильность работы на малом газу, экологические показатели (выбросы) и безопасность двигателя в целом. Ключом к решению этой общеотраслевой проблемы являются усовершенствованные методы наблюдения состояния электродвигателя. В данной работе представлен сравнительный анализ двух бездатчиковых методов управления электроприводом (ЭП) ТН на примере МГТД: классической подчиненной системы с обработкой обратной ЭДС и предлагаемой системы векторного управления с инновационным адаптивным наблюдателем положения ротора, использующим сигналы регулятора тока для прямой компенсации ошибок ориентации вектора тока в реальном времени. Основное внимание уделяется разработке и оценке эффективности методов наблюдения, как определяющего фактора для достижения требуемой точности управления на критически низких скоростях, с учетом потенциальной масштабируемости предлагаемого решения на приводы ТН двигателей большей мощности.

2. Сравнительный анализ систем управления

Ключевыми критериями оценки методов управления электроприводом ТН выступают: точность позиционирования, рабочий диапазон скоростей, надежность, энергоэффективность, стоимость внедрения и устойчивость к внешним воздействиям. Эти параметры определяют пригодность технологии для критичных систем ГТД — от прецизионного дозирования топлива до живучести при экстремальных условиях полета.

2.1. Подчиненное управление с обработкой обратных ЭДС

Принцип работы наблюдателя по обратной ЭДС заключается в определении положения ротора по пересечению обратной ЭДС незадействованной фазы с уровнем средней точки для синхронизации переключений ключей автономного инвертора напряжения (АИН).

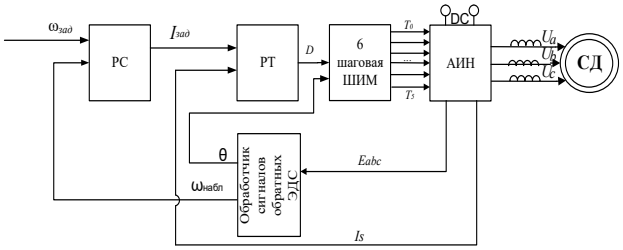


Рис. 1 – Структурная схема бездатчикового управления с обработкой обр. ЭДС

На схеме приняты следующие обозначения: $\omega_{зад}$, $\omega_{набл}$ – заданное и наблюдаемое с помощью оценки обратных ЭДС значения скорости СД, T_0 – T_5 – длительность включения ключей АИН (6 транзисторов), Ua, Ub, Uc – фазовые напряжения обмоток статора, $I_{зад}$, I_S –заданное и измеренное значения тока, Eabc – сигналы обратных ЭДС; $\omega_{зад}$ – задание начальной угловой скорости, $I_{зад}$ – задание начального тока, D – коэффициент заполнения ШИМ, θ – электрический угол.

На начальных режимах МГТД (розжиг/малый газ) из-за низкой скорости сигнал становится соизмеримым с шумами, что приводит к ошибкам позиционирования ротора (±15° эл.), неустойчивой работе ("дребезг"), пульсациям момента и невозможности точного дозирования топлива.

2.2. Векторное управление с адаптивным наблюдателем

Принцип работы векторной системы управления (Field-Oriented Control, FOC) основан на ориентации вектора магнитного потока СДПМ и разделении тока статора на ортогональные составляющие. В отличие от традиционных систем, предлагаемое решение реализует усовершенствованное векторное управление с адаптивным наблюдателем положения ротора. Ниже на рисунке 2 представлена структурная схема системы векторного управления.

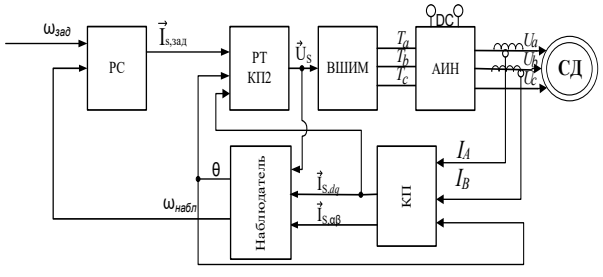


Рис. 2 – Структурная схема системы векторного управления

Приняты следующие обозначения функциональных блоков: СД – синхронный двигатель с постоянными магнитами; $\vec{I}_{S,зад}$ – вектор заданного тока представленный комплексным числом $\{I_d, I_q\}$, А. ВШИМ – векторная широтно-импульсная модуляция; АИН – автономный инвертор напряжения; КП, КП2 – координатные преобразователи; РС – регулятора скорости; РТ – регулятор тока; U_a, U_b, U_c – фазовые напряжения обмоток статора СД; $\omega_{зад}$, $\omega_{набл}$ – заданное и наблюдаемое с помощью НСПЭ значение скорости СД; T_a, T_b, T_c – длительность включения верхних ключей АИН; I_a, I_b – статорные токи в обмотках фаз А и В.

Ключевым научным вкладом является алгоритм прямой компенсации ошибок ориентации в контуре тока через анализ сигнала некомпенсированного напряжения (U_{NS}) от ПИ-регулятора тока. Адаптивная модель СДПМ непрерывно использует данные: (U_{NS}), текущий электрический угол θ и измеренные фазные токи(I_a, I_b). Рассогласование вектора реального тока и эталонного сигнала служит индикатором ошибки ориентации системы координат dq. Разработанный наблюдатель обеспечивает устойчивость на нулевой скорости, универсальность для типов СДПМ и параметрическую робастность (компенсация изменений R_s, Ψ_f), решая проблемы точного дозирования топлива на розжиге и плавности работы на малом газу.

Параметры ПИ регулятора определяются в процессе математического моделирования и уточняются в процессе наладки. Работа ПИ-регулятора обеспечивает подстройку углового положения заданного вектора тока. Моделирование разработанной векторной системы управления велось в среде в MATLAB Simulink, подсистема предложенного наблюдателя представлена на рисунке 4.

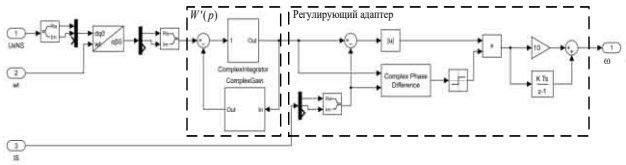


Рис. 3. Подсистема наблюдателя скорости СД

3. Экспериментальные результаты

Испытания подчиненной системы управления на реальном агрегате МГТД выявили проблему нестабильности на режимах розжига и малого газа. Наблюдалось значительное расхождение между заданными и фактическими оборотами ЭП ТН, потребовавшее ручных доработок системы управления. Переходные процессы работы реального агрегата представлены на рисунке 4.

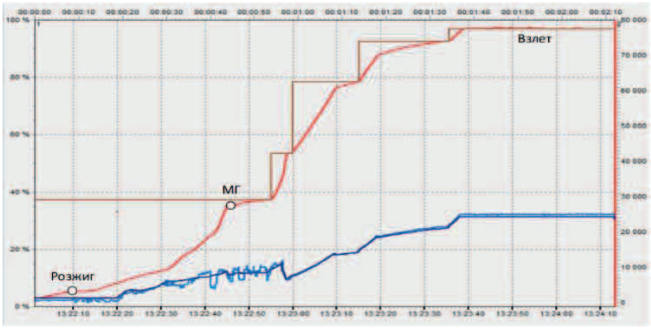


Рис. 4. Переходные процессы реального агрегата

Приняты следующие обозначения переходных процессов: (− заданные обороты МГТД, − текущие обороты МГТД, − заданные обороты электропривода ТН, − текущие обороты электропривода ТН).

В отличие от подчиненной системы управления с обработкой обратных ЭДС, моделирование векторной системы с адаптивным наблюдателем подтвердило возможность стабильного достижения и поддержания критически важной скорости 100 рад/с (≈1000 об/мин) за 0.4 сек. монотонной (апериодической). переходной характеристикой. Данная скорость обеспечивает прецизионное дозирование топлива на стартовых режимах МГТД.

На рисунке 5 представлены фактическая скорость вала СДПМ в модели. $\omega_{модель}$ и скорость, оцененная разработанным адаптивным наблюдателем $\omega_{набл.}$

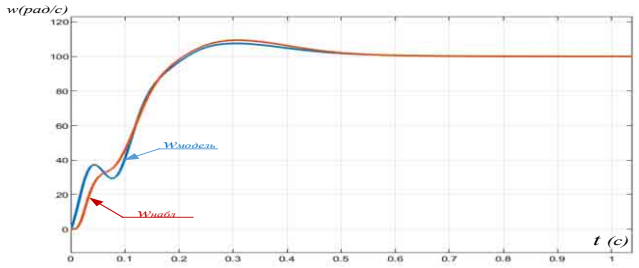


Рис. 5. Результат моделирования векторной системы управления СД

4 Сравнительная оценка методов

Анализ двух методов управления выявил существенные различия по ключевым критериям. По точности позиционирования адаптивный наблюдатель (ошибка ±0.5–2° на всех режимах) превосходит метод на основе обратных ЭДС (±10–15° при скоростях <5% номинала). Для больших ГТД (например ПД-14) это снижает ошибку дозирования топлива до 0.8% на малом газе. По рабочему диапазону адаптивный метод сохраняет работоспособность при ω=0, тогда как наблюдатель ЭДС неустойчив ниже 2% номинала. Это гарантирует запуск больших ГТД при -50°C без риска обледенения форсунок. Надежность адаптивного решения (>25 000 ч) обусловлена робастностью к изменениям параметров и помехам, что уменьшает точки отказа FADEC на 50% для крупных двигателей. Энергоэффективность адаптивного управления (потери 4–6%) против 15–18% у метода ЭДС приблизительно дает экономию 220 тонн керосина/год для широкофюзеляжных самолетов. Хотя стоимость внедрения адаптивного метода выше (≈95 000 руб./двигатель против ≈ 50 000 руб.) за счет микроконтроллера Cortex-M7 и сертификации DO-178C, окупаемость достигается за 15 месяцев благодаря отказу от датчиков (≈3 287 руб.) и снижению расхода топлива (-3.1%). Устойчивость к вибрациям и температурам до +150°C подтверждает жизнеспособность решения в экстремальных условиях.

5 Заключение

Сравнительный анализ подтвердил ограниченную применимость традиционных систем с измерением обратных ЭДС для прецизионного дозирования топлива на режимах розжига и малого газа газотурбинных двигателей. Предложенное векторное управление с адаптивным наблюдателем, использующим сигнал регулятора тока, демонстрирует принципиальные преимущества: стабильную работу вплоть до нулевой скорости, параметрическую робастность и точное поддержание низких скоростей (100 рад/с). Эти характеристики решают проблему точного дозирования топлива не только для БПЛА, но и создают основу для внедрения в топливные системы крупных ГТД гражданской и транспортной авиации. Для двигателей типа Boeing 777X применение системы на 4 двигателях обеспечит годовую экономию ≈35 465 000 руб., сокращение выбросов CO_2 на ≈84 тонны/год и надежность запуска 99.98% при -60°C. Представленное решение знаменует значительный шаг в создании высоконадежных бездатчиковых приводов для критически важных авиационных систем.

Список использованных источников

[1] Фролов В.Я., Жилиготов Р.И. Разработка системы бездатчикового векторного управления синхронным двигателем с постоянными магнитами в Matlab Simulink // Записки Горного института. – 2018. – Т. 229. – С. 92–98. – DOI: 10.25515/PMI.2018.1.000.

[2] Самотыя А.А., Елисеева А.Ю. Разработка системы управления малоразмерного газотурбинного двигателя // Труды МАИ. – 2025. – № 140. – ьURL: https://trudymai.ru/published.php?ID=184061 (дата обращения: 29.05.2025).

РАЗДЕЛ VI

ЦИФРОВАЯ ТРАНСФОРМАЦИЯ

ОТЛИЧИТЕЛЬНЫЕ ОСОБЕННОСТИ CAE ПРОДУКТА ДЛЯ ТЕКУЩЕГО ЭТАПА ЦИФРОВОЙ ТРАНСФОРМАЦИИ

Г. С. Новаковский, А. А. Собачкин
ООО “ТС Интеграция”, Москва, Россия

Цифровая трансформация промышленных предприятий требует расширить применение инструментов компьютерного инженерного анализа (CAE) прежде всего на ранних стадиях цикла проектирования. Что могут предложить для удовлетворения этого требования разработчики CAE-продуктов? Какой функционал необходимо развивать в первую очередь? Ответам на эти вопросы посвящен данный доклад.

MAIN DIFERENTIATORS OF THE CAE PRODUCT FOR THE PRESENT STAGE OF DIGITAL TRANSFORMATION

G. S. Novakovsky, A. A. Sobachkin
OOO "TS Integration", Moscow, Russia

Digital transformation of industrial enterprises requires expanding the use of computer-aided engineering (CAE) tools primarily in the early stages of the design cycle. What can CAE product developers offer to meet this requirement? What functionality of software products needs to be developed first? This report is dedicated to answering these questions.

Современная промышленность проходит через цифровую трансформацию, важной составляющей которой является более широкое и эффективное применение систем компьютерного инженерного анализа (CAE). В нынешних условиях разработчики CAE-систем должны создавать продукт, применяемый уже на ранних стадиях проектирования изделия, продукт, интегрированный в САПР, продукт с низким порогом входа, доступный для большинства участников проекта, имеющих ограниченные вычислительные ресурсы.

Учитывая сложность современных изделий, строгость и обилие требований из разных физических областей, CAE-система должна быть мультифизичной и междисциплинарной. Для обеспечения точности при лимитированном времени расчёта и ограниченной мощности вычислительных средств, решение сложных дифференциальных уравнений с помощью численных методов должно сочетаться с применением компактных аналитических и эмпирических моделей. При этом важно, чтобы инструменты CAE отвечали вызовам передовых отраслей, где опыт прежних разработок недостаточно надёжен.

В докладе будут представлены описанные выше аспекты на примере отечественного мультидисциплинарного расчетного комплекса CADFLO. Особое внимание будет уделено следующим сторонам программного продукта:

– Выполнение CAE-анализа из среды CAD (ведущих мировых, а также T-FLEX и КОМПАС-3D).

– Работа с исходной геометрической моделью без ее «лечения» и упрощений.

– Автоматизация построения сетки при обеспечении приемлемой размерности модели.

– Интегральная модель пограничного слоя и другие модели подсеточного масштаба.

– Мультифизика и междисциплинарность.

ВОЗМОЖНОСТИ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОГО КОДА NOISETTE ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ТУРБОМАШИНОСТРОЕНИЯ

А. П. Дубень[1], А. В. Горобец[1], В. А. Сапожников[1]
[1] ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва,

Представлены подробности реализации разработанных методов и алгоритмов для моделирования течений в проточной части турбомашин, успешно реализованных в суперкомпьютерном газодинамическом коде NOISEtte. Будут рассмотрены методы, работающие в рамках подхода RANS: поверхность смешения (MP) и нелинейный гармонический анализ (NLH). Для вихреразрешающего моделирования разработана методика, основанная на использовании гибридного незонного RANS-LES подхода DES, важным элементом которой является генератор синтетической турбулентности. Методика позволяет также исследовать механизмы нестационарного воздействия следов от лопаток предыдущих рядов. Работоспособность методов и алгоритмов протестирована на примере решения релевантных задач, характерных для турбомашиностроения.

CAPABILITIES OF THE NOISETTE SUPERCOMPUTER CODE FOR SOLVING TURBOMACHINERY PROBLEMS

A. P. Duben[1], A. V. Gorobets[1], V. A. Sapozhnikov[1]
[1] KIAM RAS, Moscow, Russia

Implementation details of the developed methods and algorithms for simulation of flows in turbomachines, successfully implemented within the supercomputer gas-dynamic code NOISEtte, are presented. The following methods working within the RANS approach will be discussed: mixing plane (MP) and nonlinear harmonics method (NLH). In the field of scale-resolving simulation, a methodology based on the use of a hybrid RANS-LES approach DES has been developed, an important element of which is the synthetic turbulence generator. The methodology for studying effects associated with the periodic unsteady impact of neighboring rows in turbomachines is presented herein. The performance of the methods and algorithms is demonstrated on solving a set of relevant problems that are characteristic for turbomachinery.

1 Введение

В настоящее время вычислительный эксперимент стал незаменимым средством в инженерно-конструкторских работах в области авиационного двигателестроения. При этом как правило для моделирования проточной части турбомашин на практике используются коммерческие программные продукты, не имеющие отечественных аналогов. В связи с уходом таких продуктов из России возникает острая необходимость в отечественных разработках, готовых к их применению для решения инженерных задач.

За последние несколько лет в рамках суперкомпьютерного программного комплекса NOISEtte [1] были разработаны, реализованы и успешно протестированы методы и алгоритмы, необходимые для моделирования течений в проточной части турбомашин. Имеющаяся на настоящий момент функциональность позволяет использовать как подходы, основанные на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (Reynolds Averaged Navier–Stokes, RANS подходы), так и вихреразрешающее моделирование (Scale-Resolving Simulation, SRS подходы) для решения различных задач в зависимости от цели, сложности и имеющихся вычислительных ресурсов. В докладе будут представлены подробности реализации ориентированных на расчет задач турбомашиностроения методик, а также результаты их тестирования на релевантных задачах.

2 Моделирование в рамках подхода RANS

Программный комплекс NOISEtte [1], разрабатываемый для решения задач

аэродинамики и аэроакустики в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, работает на неструктурированных смешанных сетках. Он основан на экономичных реберно-ориентированных EBR схемах повышенной точности для аппроксимации конвективных потоков. Параллельная гетерогенная MPI+OpenMP+OpenCL реализация NOISEtte позволяет использовать различные вычислительные ресурсы, включая GPU, с большой эффективностью.

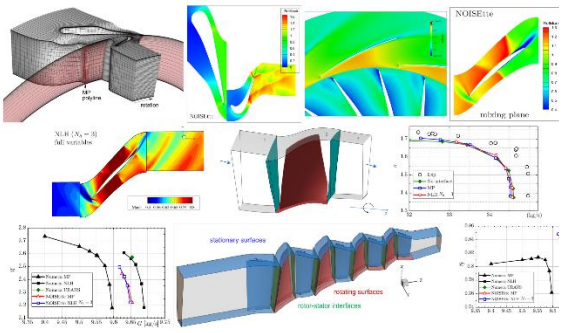


Рис. 1. Примеры задач и результатов, полученных в рамках подхода RANS

Для расчета проточной части многоступенчатых турбин и компрессоров в рамках подхода RANS был разработан [2] обеспечивающий консервативность и слабоотражающие свойства метод поверхности смешения (Mixing Plane, MP), позволяющий согласовать решения на интерфейсах между венцами.

Для учета эффектов, связанных с нестационарным воздействием от соседних венцов, вращающихся с отличной от рассматриваемого венца скоростью, была выполнена реализация [3,4] методики нелинейного гармонического анализ (Non-Linear Harmonics, NLH).

Все вышеперечисленные методики (MP и NLH) успешно адаптированы в параллельную архитектуру кода NOISEtte. В частности, для NLH был разработан [5] специфический решатель для системы линейных уравнений с предобуславливателем, позволяющий существенно экономить вычислительные ресурсы (процессорное время и оперативную память).

Одним из ключевых элементов эффективного расчета для получения установившегося решения в рамках подхода RANS является методика по ускорению сходимости газодинамических расчетов. Для этого был разработан и реализован [6] многосеточный метод с полной аппроксимацией (FAS MG – Full Approximation Scheme MultiGrid).

Кроме подходов MP и NLH были разработаны и программно реализованы различные сопутствующие методики, включая следующие: граничные условия для свободных границ (входа и выхода) и твердых стенок, наиболее часто используемые на практике для турбомашин; инструментарий для вывода и анализа интегральных параметров, в том числе для отслеживания сходимости задач и др. Также были расширены возможностей по моделированию ламинарно-турбулентного (ЛТ) перехода.

Тестирование реализованных методик проводилось на вычислительных сетках, построенный в специализированном сеткопостроителе TurboR&D.Mesher [7], для которого реализована возможность конвертации сеточных данных в формат NOISEtte, в том числе для расчетов с использованием FAS MG. На Рис. 1 изображены примеры некоторых рассмотренных задач и полученных результатов.

3 Вихреразрешающее моделирование

Применительно к турбомашиностроению вихреразрешающее моделирование может использоваться для оценки аэродинамических характеристик отдельных элементов турбин или компрессоров. Ввиду серьезных требований к вычислительным ресурсам обычно рассматриваются упрощенные конфигурации, например, плоские решетки лопаток.

В течение последних нескольких лет была реализована и протестирована методика [8] для вихреразрешающего моделирования задач турбомашиностроения, основанная на использовании гибридного незонного RANS-LES подхода DES (Detached Eddy Simulation). Важным элементом методики является генератор синтетической турбулентности в виде объемного источника (Volume Synthetic Turbulence Generator, VSTG) для адекватного воспроизведения течения (а именно, турбулентности) в проточной части на входе в исследуемую область.

В рамках вихреразрешающего моделирования также была разработана [9] методика для учета эффектов, связанных с периодическим нестационарным воздействием соседних рядов в турбомашинах. Двухэтапная процедура исследования заключается в следующем: моделирование с использованием подхода, основанного на решении RANS для всей турбомашины на первом этапе, и SRS для конкретного ряда лопаток на втором. При этом используются следующие методы и технологии, которые реализованы в вычислительном комплексе NOISEtte: NLH как подход RANS для получения нестационарных параметров входного потока для последующего SRS; современная улучшенная модификация DES для SRS в исследуемом ряду.

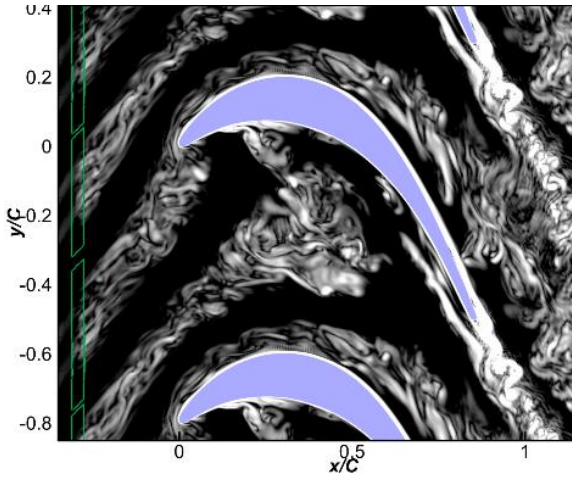


Рис. 2. Визуализация мгновенного поля течения в решетке лопаток T106 при воздействии следов от предыдущей ступени

Была разработана динамическая версия генератора VSTG [9] для воспроизведения нестационарных периодических турбулентных возмущений. В рамках NOISEtte выполнена его гетерогенная реализация с оптимизацией вычислительных затрат.

Для демонстрации применимости разработанной методики, как для случая однородного турбулентного входа, так и с динамическим нестационарным воздействием от предыдущего венца (см. визуализацию течения на Рис. 2), были выполнены расчеты для плоской решетки лопаток турбины низкого давления T106.

4 Заключение

За последние несколько лет в рамках суперкомпьютерного программного комплекса NOISEtte были разработаны, реализованы и успешно протестированы методы и алгоритмы, необходимые для моделирования течений в проточной части турбомашин. Имеющаяся на настоящий момент функциональность позволяет использовать RANS подходы, вихреразрешающее моделирование, а также сочетать оба этих подхода для решения различных задач в зависимости от цели, сложности и имеющихся ресурсов. Все подходы имеют эффективную параллельную программную реализацию. Работоспособность методик проверена на решении различных упрощенных и приближенных к промышленным конфигурациям задач.

Список использованных источников

[3] Abalakin, I.V. et al: NOISEtte CFD&CAA Supercomputer Code for Research and Applications. Supercomputing Frontiers and Innovations 11(2), 78−101. 2024.

[4] Duben, A. et al. Supercomputer Simulations of Turbomachinery Problems with Higher Accuracy on Unstructured Meshes. In: Supercomputing. RuSCDays 2022. Lecture Notes in Computer Science, vol 13708, pp. 356-357. 2022.

[5] Duben, A.P., Zagitov, R.A., Shuvaev, N.V. Nonlinear harmonics method for supercomputer simulations of fluid dynamics in turbomachines with higher accuracy on unstructured meshes. Lobachevskii Journal of Mathematics 45(7), 3007−3016. 2024.

[6] Duben, A. et al. Towards an Adaptation of the Nonlinear Harmonics Method Realized in an Unstructured Flow Solver for Simulation of Turbomachinery Problems on Supercomputers // In: Supercomputing. RuSCDays 2024. Lecture Notes in Computer Science, vol 15406. 2025.

[7] A.P. Duben, A.V. Gorobets. Application-Specific Parallel Linear Solver for Nonlinear Harmonics Method with Implicit Time Integration // Supercomputing Frontiers and Innovations, Vol. 12, No. 1, pp. 60-72. 2025.

[8] A. V. Gorobets. An approach to the implementation of the multigrid method with full approximation for CFD problems // Comput. Math. Math. Phys., 63:11, 2150–2161. 2023.

[9] R. A. Zagitov et al. Automatic block-structured grid generation in turbo machine blade passages by TurboR&D.Mesher software // Math. Models Comput. Simul., 16:1, 112–122. 2024.

[10] Duben, A., Gorobets, A. Scale-resolving simulation of a low-pressure turbine on hybrid supercomputers // Computers & Fluids 265, 105984. 2023.

[11] Duben, A. P., Sapozhnikov, V. A. Methodology for Scale-Resolving Simulation of Unsteady Effects in Turbomachines. Supercomputing Frontiers and Innovations, 12(1), 94–111. 2025.

СОЧЕТАНИЕ ФИЗИЧЕСКОГО И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА В ЗАДАЧЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ

В.Ф. Копьев, Г.А. Фараносов, О.П. Бычков, В.А. Копьев, И.А. Солнцев
ФАУ «ЦАГИ», Москва

В работе приведены примеры взаимного дополнения физического и вычислительного эксперимента при исследовании аэроакустических характеристик турбулентных струй, в том числе в задачах развития методов активного управления шумом струй.

COMBINATION OF PHYSICAL AND COMPUTATIONAL EXPERIMENTS IN THE STUDY OF AEROACOUSTIC CHARACTERISTICS OF TURBULENT JETS

V.F. Kopiev, G.A. Faranosov, O.P. Bychkov, V.A. Kopiev, I.A. Solntsev
TsAGI, Moscow

The work presents examples of the complementary use of physical and computational experiments in the study of aeroacoustic characteristics of turbulent jets, including in the development of active jet noise control methods.

Проблема шума турбулентных струй сохраняет свою актуальность на протяжении многих десятилетий – с момента появления первых реактивных самолетов в середине прошлого века. Хотя понимание механизмов генерации шума значительно продвинулось, общепринятая теория этого явления до сих пор не сформирована. Существующие физические модели рассматривают различные механизмы и их комбинации в качестве возможных источников шума [1-8], что в той или иной степени позволяет объяснить экспериментальные данные. Именно неполное понимание механизмов генерации шума в турбулентных струях является главной проблемой в разработке и реализации методов его снижения. В особенности это касается активных методов, заключающихся в непрерывно подстраиваемом относительно слабом воздействии на излучающую часть турбулентности без негативных последствий в виде потерь тяги или существенного дополнительного веса конструкции. Для развития таких методов необходимо достаточно глубокое понимание динамики звукоизлучающих возмущений. На этом пути за последние 20 лет достигнуты значительные успехи [9-14], однако получение уверенного широкополосного снижения шума активными методами для реальных турбулентных струй остается еще задачей будущего.

Прогресс последних лет в области высокопроизводительных вычислений, в том числе применительно к задачам аэроакустики струйных течений, позволяет рассматривать вычислительный эксперимент, при условии его тщательной валидации, как мощное средство анализа, дополняющее возможности физического эксперимента и позволяющий заглянуть «внутрь» турбулентного движения и детально проанализировать его.

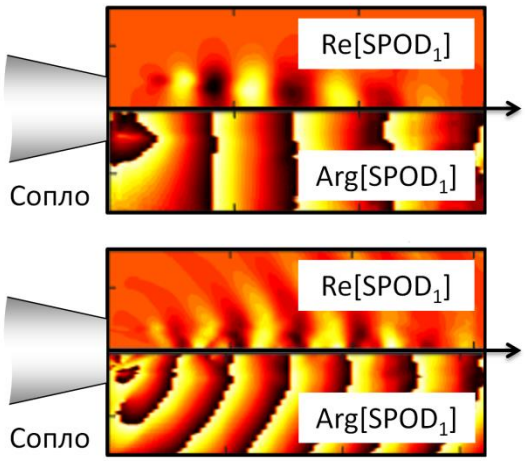


Рисунок. Действительная часть и фаза главной собственной моды для струи M = 0.4 (вверху) и M = 2 (внизу) для числа Струхаля Sh = 0.45, полученные в численном расчете методом LES на графических процессорах (обработка методом SPOD)

В акустическом отделении ФАУ «ЦАГИ» в течение последних 15 лет ведется разработка собственных программных продуктов,

ориентированных на решение различных задач аэроакустики [15-20], в том числе шума турбулентных струй [18-20]. Особенностью принятой стратегии развития методов компьютерного моделирования является наличие собственной валидационной базы, позволяющей проводить достаточно «тонкую» проверку разрабатываемых вычислительных подходов [8, 20, 21]. Использование графических процессоров [20] для задач моделирования турбулентных струй позволило довести метод крупных вихрей (LES) до эффективного и доступного инструмента, расширяющего границы лабораторных измерений. Современные методы анализа данных типа ADT, SPOD, DMD и др. позволяют выделять из турбулентного течения динамические структуры, имеющие непосредственное отношение к генерации шума (см. рис.), и строить более эффективные алгоритмы их подавления.

В докладе представлены последние результаты акустического отделения ФАУ «ЦАГИ» в области аэроакустики струйных течений, полученные с использованием комплексного подхода, сочетающего сбалансированное использование физического и вычислительного эксперимента.

Список использованных источников

[1] Lighthill M. J. On sound generated aerodynamically: I. general theory // Proc. Royal Soc. Series A. 1952. V. 211. P. 564-581.

[2] Tam C., Aurialt L. Jet mixing noise from fine-scale turbulence // AIAA Journal. 1999. V. 37. N. 2. P. 145–153.

[3] Копьев В.Ф., Чернышев С.А. Новая корреляционная модель каскада турбулентных пульсаций как источник шума в струях // Акуст. Журн. 2012. Т. 58. №. 4. С. 482–497.

[4] Tam C.K.W., Burton D.E. Sound generated by instability waves of supersonic flows: Part2. Axisymmetric jets // J. Fluid Mech. 1984. V. 138. P. 273-295.

[5] Kopiev V.F., Chernyshev S.A., Zaitsev M.Yu., Kuznetsov V.M. Experimental validation of instability wave theory for round supersonic jet // AIAA Paper. 2006. AIAA-2006-2595.

[6] Tam C.K., Viswanathan K., Ahuja K. K., Panda, J. The sources of jet noise: experimental evidence // J. Fluid Mech. 2008. V. 615. P. 253-292.

[7] Крашенинников С.Ю., Турбулентные струи. Особенности динамики течений, процессов смешения и шумообразования. М.: ЦИАМ, 2024. – 124 с. ил.

[8] Бычков О.П., Зайцев М.Ю., Копьев В.Ф., Фараносов Г.А., Чернышев С.А., О двух подходах к моделированию шума низкоскоростных дозвуковых струй // ДАН. 2022. Т. 506. № 1. С. 16-25.

[9] Kopiev V.F., On the possibility and prospects of turbulent flow noise control // Proceedings of the XXI International Congress of Theoretical and Applied Mechanics (ICTAM), Warsaw, Poland, 2004.

[10] Копьев В.Ф., Фараносов Г.А., Управление волной неустойчивости в двумерной задаче о кромке сопла // Акуст. Журн. 2008. Т.54. №3. С. 371-379.

[11] Беляев И.В., Бычков О.П., Зайцев М.Ю., Копьев В.А., Копьев В.Ф., Остриков Н.Н., Фараносов Г.А., Чернышев С.А. Разработка стратегии активного управления волнами неустойчивости в невозбужденных турбулентных струях // Изв. РАН МЖГ. 2018. № 3. С. 14-27.

[12] Kopiev V., Faranosov G., Bychkov O., Kopiev Vl., Moralev I., Kazansky P., Active control of jet-plate interaction noise for excited jets by plasma actuators // J. Sound Vibration. 2020, 484, 115515.

[13] Maia I.A., Jordan P., Cavalieri A.V., Martini E., Sasaki K., Silvestre F.J., Real-time reactive control of stochastic disturbances in forced turbulent jets // Physical Review Fluids. 2021. Т.6. №12. 123901.

[14] Копьев В.Ф., Бычков О.П., Копьев В.А., Фараносов Г.А., Моралев И.А., Казанский П.Н. Активное управление шумом взаимодействия струи и крыла с помощью плазменных актуаторов в узкой полосе частот // Акуст. Журн. 2023. Т. 69. №2. С. 177-190.

[15] Беляев И.В., Копьев В.Ф., Титарев В.А., Разработка нового подхода к расчету шума винтов с использованием суперкомпьютеров // Уч. Зап. ЦАГИ. 2014. Т.XLV. №2. С. 78-106.

[16] Титарев В.А., Фараносов Г.А., Чернышев С.А., Батраков А.С. Численное моделирование влияния взаимного расположения винта и пилона на шум турбовинтового самолета // Акуст. Журн. 2018. Т.64. №6. С.722-736.

[17] Воронцов В.И., Г Фараносов.А., Карабасов С.А., Зайцев М.Ю., Сравнение направленности шума несущего вертолетного винта для режимов полета и висения // Акуст. Журн. 2020. Т.66, №3. С.308-318.

[18] Faranosov G.A., Goloviznin V.M., Karabasov S.A., Kondakov V.G., Kopiev V.F., Zaitsev M.A., CABARET method on unstructured hexahedral grids for jet noise computation // Computers & Fluids. 2013. V. 88. P. 165-179.

[19] Kopiev V.F., Semiletov V.A., P Yakovlev.G., Karabasov S.A., Faranosov G.A., Jet and jet-wing noise modelling based on the CABARET MILES flow solver and the Ffowcs Williams-Hawkings method // Int. J. Aeroacoustics. 2016. V.15. N.6-7. P.631-645.

[20] Solntsev I.A., Karabasov S.A., Faranosov G.A., Bychkov O.P., A Further Development of the Asynchronous GPU CABARET Method for Jet-Noise Modelling // Supercomputing Frontiers and Innovations, 2024, Vol. 11, No. 2, p. 32-47.

[21] Faranosov G.A., Kopiev V.F., Karabasov S.A., Application of Azimuthal Decomposition Technique for Validation of CAA Methods // AIAA Paper. 2013. AIAA-2013-2238.

ФОРМИРОВАНИЕ БАЗ ДАННЫХ ДЛЯ ИНТЕНСИВНЫХ ЗАКРУЧЕННЫХ ТЕЧЕНИЙ И ТЕПЛООБМЕНА НА СТРУКТУРИРОВАННЫХ ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНЫХ ПОВЕРХНОСТЯХ НА ОСНОВЕ ИЗМЕРЕНИЙ И РАСЧЕТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СТЕНДОВ И ПАКЕТОВ

С.А. Исаев [1,2], Д.В. Никущенко [1], А.С. Козелков [3], А.А. Аксенов [4], Н.С. Душин [5], А.Ю. Чулюнин [6], В.В. Сероштанов [7]

[1] СПбГМТУ, Санкт-Петербург

[2] СПбГУГА имени Главного маршала авиации А.А. Новикова, Санкт-Петербург

[3] РФЯЦ-ВНИИЭФ, Саров

[4] ООО «ТЕСИС», Москва

[5] КазНЦ РАН, Казань

[6] НИИ механики МГУ, Москва

7 СПбПУ Петра Великого, Санкт-Петербург

Формируются базы данных (БД) измерений характеристик высокоинтенсивных отрывных течений с генерацией торнадоподобных вихревых структур за счет сосредоточенных перепадов давления и теплообмена в единичных наклонных прямых, профилированных V-образных канавок и составленных из них ограниченных пакетов на плоских стенках. Локальное ускорение воздушного и водного потоков в ядре узкого канала над входами в наклонные канавки на структурированных стенках диагностируется на аэродинамических стендах. Созданные БД численных прогнозов формируются на основе расчетов с использованием отечественных CFD-кодов различного уровня, архитектуры и наполнения математическими моделями турбулентности.

FORMATION OF DATABASES FOR INTENSIVE SWIRLING FLOWS AND HEAT TRANSFER ON STRUCTURED ENERGY-EFFICIENT SURFACES BASED ON MEASUREMENTS AND CALCULATIONS USING DOMESTIC STANDS AND PACKAGES

S.A. Isaev[1,2], D.V. Nikushchenko[2], A.S. Kozelkov[3], A.A. Aksenov[4], N.S. Dushin[5], A.Yu. Chylunin[6], V.V. Seroshtanov[7]

[1] SPbGMTU, Saint Petersburg, Russia

[2] Novikov SPbGUCA, Saint Petersburg, Russia

[3] RFNC-VNIIEF, Sarov, Russia

[4] TESIS, Moscow, Russia

[5] KazNC RAS, Kazan, Russia

[6] Mechanical Institute MSU, Moscow, Russia

[7] Piter the First SPbPU, Saint Petersburg, Russia

Databases are being created of measurements of the characteristics of high-intensity separated flows generating tornado-like vortex structures due to concentrated pressure drops and heat transfer in isolated inclined straight lines, profiled V-shaped grooves, and bounded packets of these on flat walls. Localized acceleration of air and water flows in the core of a narrow channel above the entrances to the inclined grooves on structured walls is analyzed using aerodynamic rigs. The resulting databases of numerical predictions are based on calculations using domestic CFD codes of varying levels, architectures, and turbulence mathematical models.

Концепция исследования была выработана на ежегодных Слетах разработчиков программного обеспечения РФ, которые проходят в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с 2014 года. На основе состоявшихся обсуждений сформировалась идея разработки валидационных тестов, основанных на отечественных экспериментальных базах данных (БД) и апробации на них отечественных CFD-кодов, как универсальных

Логос, FlowVision, так и специализированных, университетских, таких как VP2/3 (Velocity-Pressure, 2D/3D). В отличии от общеизвестных тестов ERCOFTAC, Стенфордских конференций, предназначенных для оценки адекватности различных полуэмпирических моделей, в том числе моделей турбулентности, валидации численных прогнозов широко известных CFD-кодов, предложены тесты для валидационных задач аномальной интенсификации отрывных течений и теплообмена (АИОТТ) на структурированных поверхностях с наклонными канавками [1]. Генезис открытия АИОТТ представлен в [2].

В 2019 году в КНИТУ-КАИ запатентована наклонная канавка из двух половин сферической лунки, соединенных цилиндрической траншеей, в качестве вихревого генератора для энергоэффективных поверхностей теплообмена [3]. Открытие АИОТТ в одно- и многорядных пакетах наклонных градусов канавок на стенке узкого канала и пластинах сделано численно с помощью вычислительных технологий в пакете VP2/3. В публикации 2018 года в Acta Astronautica [4] фокусируется внимание на генерации смерчей во входных частях канавок, приводящих к возникновению экстраординарных перепадов давления между зонами торможения входящего в канавки потока и отрицательного давления в ядре вихря на сферическом сегменте. Перепады инициируют ультравысокие скорости возвратного и вторичного течения в отрывной зоне пакетной канавки, сопоставимые с максимальной скоростью в плоскопараллельном канале [5]. АИОТТ сопровождается многократным (от 2 до 8 раз) превышением максимальной величины отрицательного трения и теплоотдачи на дне канавки в срединном сечении отрывной зоны в сравнении с величинами трения и теплоотдачи на стенке плоскопараллельного канала или пластине. При моделировании ламинарного течения на стабилизированном участке в узком канале с однорядным пакетом наклонных канавок открыто локальное ускорение с ростом максимальной скорости более 1.5 раз по сравнению с максимальной скоростью в плоскопараллельном канале [6]. В [7] показано усиление аномальной интенсификации с уплотнением пакета канавок, а в [8] установлено, что АИОТТ возникает при углах наклона от 25 до 80 градусов. В [9] численно показано, что АИОТТ реализуется при обтекании многорядных наклонных канавок на пластине, и обосновано утончение и ускорение пристеночного слоя над входами в наклонные канавки. В [2,10-11] обращено внимание, что АИОТТ наблюдается в единичных канавках на пластине и стенке канала. АИОТТ подтверждена аэродинамическими и теплофизическими экспериментами в НИИ механики МГУ, КазНЦ РАН и СПбПУ Петра Великого [1,12-19].

Следует отметить, что исследования АИОТТ на энергоэффективных структурированных поверхностях проводились и проводятся при финансовой поддержке РФФИ и РНФ (в том числе по проектам РНФ 19-19-00259, 22-19-00056, 23-19-00083). Работы по разработке и использованию вихревых технологий были отмечены двумя Премиями Правительства РФ (2012 и 2023 гг).

Таким образом, в представленных статьях [1,11-12,14-16] заложены основы формирования отечественных БД по интенсивным аэродинамическим и теплофизическим процессам для диагностики CFD-кодов, причем осуществлена взаимосвязь экспериментальных и расчетных групп с возможностью влиять на проведение исследований.

Интерес к развиваемым БД продиктован разработкой новых валидационных тестов для высокоинтенсивных течений и задач интенсификации тепломассообменных процессов. Очевидно, что такие тесты могут дать более корректную оценку сконструированных отечественных программных продуктов. И еще одно важное обстоятельство. Применение различных CFD-кодов и сравнение различных подходов к моделированию турбулентности, сочетающих применение RANS-URANS с вихреразрешающими методами (IDDES), даст новый импульс к обоснованию открытия аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в наклонных канавках, а также локального ускорения в ядре ламинарного и турбулентного потока в канале со структурированной стенкой.

Список использованных источников

[1] Исаев С.А., Судаков А.Г., Никущенко Д.В., Усачов А.Е., Зубин М.А., Синявин А.А., Чулюнин А.Ю., Дубко Е.Б. Тесты для валидационных задач аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена на структурированных поверхностях с экстраординарными перепадами давления // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2023. №.5. С.70-81.

[2] Исаев С.А. Генезис аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в наклонных канавках на структурированных поверхностях // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2022. №5. С.13-24.

[3] Исаев С.А., Баранов П.А., Гортышов Ю.Ф., Леонтьев А.И., Попов И.А., Щелчков А.В., Миронов А.А., Скрыпник А.Н. Теплообменная поверхность. Патент РФ. RU 2716958 C1, МПК F28F 3/04 (2006.01). Заявка 2019124260, 26.07.2019 опубликована 17.03.2020 Бюл. № 8.

[4] Isaev S., Gritckevich M., Leontiev A., Popov I. Abnormal enhancement of separated turbulent air flow and heat transfer in inclined single-row oval-trench dimples at the narrow channel wall // Acta Astronautica. 2019. Vol. 163 (Part.A). P. 202-207.

[5] Исаев С.А., Леонтьев А.И., Никущенко Д.В., Судаков А.Г., Усачов А.Е. Интенсификация отрывного течения в наклонных однорядных овально-траншейных лунках на стенке узкого канала // Инженерно-физический журнал. 2021. Т.94. №1. С.160-168.

[6] Isaev S.A., Gritckevich M.S., Leontiev A.I., Milman O.O., Nikushchenko D.V. Vortex enhancement of

heat transfer and flow in the narrow channel with a dense packing of inclined one-row oval-trench dimples // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 145 (118737). P. 1-13.

[7] Isaev S.A., Leontiev A.I., Milman O.O., Popov I.A., Sudakov A.G. Influence of the depth of single-row oval-trench dimples inclined to laminar air flow on heat transfer enhancement in a narrow micro-channel // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 134. P. 338–358.

[8] Исаев С.А., Мазо А.Б., Никущенко Д.В., Попов И.А., Судаков А.Г. Влияние на аномальную интенсификацию отрывного турбулентного течения угла наклона однорядных овально-траншейных лунок на стабилизированном гидродинамическом участке узкого канала // Письма в ЖТФ. 2020. Том 46. Вып. 21. С.18-21.

[9] Isaev S., Leontiev A., Gritskevich M., Nikushchenko D., Guvernyuk S., Sudakov A., Chung K.-M., Tryaskin N., Zubin M., Sinyavin A. Development of energy efficient structured plates with zigzag arrangement of multirow inclined oval trench dimples // Int. J. Thermal Sciences 184 (2023) 107988.

[10] Исаев С.А. Аэрогидродинамические механизмы интенсификации физико-энергетических процессов на структурированных энергоэффективных поверхностях с вихревыми генераторами // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Том 30, № 1. С.83-88.

[11] Исаев С.А., Гувернюк С.В., Никущенко Д.В., Судаков А.Г., Синявин А.А., Дубко Е.Б. Взаимосвязь аномальной интенсификации отрывного течения и экстраординарных перепадов давления в канавке на пластине при изменении угла наклона от 0 до 90◦// Письма в журнал технической физики. 2023. Том 49. Вып. 15. С.39-42.

[12] Isaev S.A., Sapozhnikov S.Z., Nikushchenko D.V., Mityakov V.Yu., Seroshtanov V.V. and Dubko E.B. Anomalous intensification of vortex heat transfer in the case of separated air flow over an inclined groove in a hot isothermal region of a flat plate // Fluid Dynamics. 2024.V.59. № 1. P.45-59.

[13] Isaev S.A., Mil'man O.O., Klyus A.A., Nikushchenko D.V., Khmara D.S., Yunakov L.P. Anomalous heat transfer enhancement in separated flow over a zigzag-shaped dense package of inclined grooves in a channel wall at different temperature boundary conditions // Fluid Dynamics. 2024. Vol. 59. No. 2. P. 238-259.

[14] Isaev S.A., Klyus A.A., Sudakov A.G., Nikushchenko D.V., Usachov A.E., Seroshtanov V.V., Chulyunin A.Yu. Validation test of parallelized codes in the study of flow and heat transfer anomalous enhancement in a single inclined groove on a plate // Supercomputing Frontiers and Innovations. 2024. Vol.11. No.2. P.4-13.

[15] Исаев С.А., Никущенко Д.В., Михеев Н.И., Душин Н.С., Клюс А.А., Осиюк Е.А. Корреляция локального ускорения потока в узком канале и аномальной интенсификации отрывного ламинарного течения в двухрядных канавках на его стенке // Инженерно-физический журнал. 2024. Т.97. №5. С.1262-1266.

[16] Isaev S.A., Mil'man O.O., Mikheev N.I., Nikushchenko D.V., Dushin N.S., Klyus A.A., and Osiyuk E.A. Interrelation between the local acceleration of laminar flow in a channel and the anomalous heat transfer enhancement in inclined two-row grooves // Fluid Dynamics. 2024. Vol. 59. No. 4. P. 633-686.

[17] Исаев С.А., Никущенко Д.В., Михеев Н.И., Душин Н.С., Мильман О.О., Клюс А.А., Осиюк Е.А. Местное ускорение ламинарного потока и аномальная интенсификация теплообмена в канале с двумя рядами наклонных канавок // Теплофизика высоких температур. 2024. Т.62. №4. С. 524-535.

[18] Зубин М.А., Зубков А.Ф., Чулюнин А.Ю. Структура дозвукового отрывного обтекания цилиндрических каверн различной формы в плане на стенке плоского канала // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2025. №2. С.145-162.

[19] Isaev S.A., Nikushchenko D.V., Klyus A.A., Sapozhnikov S.Z., Mityakov V.V., Seroshtanov V.V., Kon D. Anomalous heat transfer enhancement in a limited package of inclined grooves on a heated section of a plate during turbulent air flow // Fluid Dyn. 2025. Vol. 60:34.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ ПРОГРАММ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.А. Лазарев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

На основе опыта создания и сопровождения специализированных расчетных программ рассмотрены характерные проблемы и пути их решения. Изложение ведётся с точки зрения специалиста в области прикладной математики.

EXPERIENCE BASED ANALYSIS OF MULTIPHYSICS MODELING SOFTWARE INTERACTIONS SYSTEM DEVELOPMENT

A.A. Lazarev
CIAM, Moscow, Russia

Experience based analysis of special engineering software development and support is presented. Typical problems and their solutions are considered. The presentation is done from the applied mathematics engineer’s viewpoint.

В практике инженерных расчетов нередко возникает необходимость использования специальных расчетных моделей, реализация которых с использованием существующих программ затруднительна, неудобна, невозможна или коммерчески невыгодна. Такие модели могут быть представлены как последовательностью алгоритмических преобразований с применением алгебраических уравнений, в общем случае нелинейных, так и специализированными решателями для дифференциальных уравнений в полных и частных производных, в том числе для многодисциплинарных задач. К первой категории относятся, например, расчет показателей долговечности и усталости конструкции по результатам анализа напряженно деформированного состояния [1] или предварительный расчет характеристик отдельных узлов, например, щёточных уплотнений во вторичном тракте газотурбинного двигателя на основе нульмерных моделей [2]. В качестве примера второй категории – расчет параметров состояния слоя смазки в газовом подшипнике в постановке Рейнольдса методом конечных элементов [3], расчет НДС деталей в плоской и осесимметричной постановке методом конечных элементов с применением специальных теорий пластичности [4]. Пример комплексной многодисциплинарной задачи – создание термомеханической модели газотурбинного двигателя [5], которая обычно является комбинацией гидравлических моделей вторичного тракта и конечноэлементных моделей для расчета теплового и напряженно деформированного состояния деталей. При этом так же возникает задача автоматизации процессов расчета, передачи и обработки данных с использованием нескольких программ. Причиной создания специализированного программного обеспечения (ПО) может быть необходимость «импортозамещения». Упомянутые выше и далее примеры – реальные опыты из практики решаемых задач в рамках создания описанных типов расчетных модулей и программ пре- и постпроцессоров для подготовки и анализа данных для этих модулей.

Работа со специальными моделями представляет собой совокупность нескольких процессов: разработка математического аппарата, разработка расчетной программы, создание интерфейса пользователя и средств подготовки данных для расчета и анализа полученных результатов, встраивание в существующие расчетные процедуры, исправление ошибок и внедрение новой функциональности. При всей сложности используемого математического аппарата типичная математическая модель имеет обычно весьма простую структуру, сочетающую абстрактное описание набора используемых данных и блок-схему алгоритма. Архитектура программного комплекса, представляющая собой отображение структуры модели на используемое программное и аппаратное обеспечение, может быть значительно более сложной и вариативной, в том числе из-за наличия каких-либо ограничений в её реализации. В зависимости от уровня подготовки, инженер-расчетчик может столкнуться со сложностями на любом из этих этапов. Проблемы могут быть связаны как с прикладной областью – с созданием или выбором алгоритмов численной схемы, так и с программной реализацией. К последней категории, в том числе, относятся создание интерфейсов пользователя, организация взаимодействия между расчетными модулями на

уровне операционной системы, переход на новые версии операционных систем или их смена. Затруднение может вызвать обобщение программы при переходе от расчета конкретной конструкции к параметрическим расчетам и расчетам произвольного класса конструкций. Недостаточная квалификация разработчика ПО при этом может в десятки раз замедлить проектирование, даже при наличии подходящих инструментальных средств разработки.

В процессе разработки программы приходится соблюдать баланс между требуемой функциональностью и наличием средств для её реализации. К последним относятся научный задел, программный задел, доступные человеко-часы, уровень финансирования, уровень подготовки исполнителей, доступные инструментальные средства и технологии разработки.

Практическая потребность в специальной расчетной процедуре определяет жизненный цикл соответствующего ПО. После определения необходимой функциональности разрабатывается архитектура модуля, начиная с проекта его интерфейса. Интерфейс модуля – это способ вызова расчетных функций и передачи данных между ним и внешней средой. Сложность разработки возрастает нелинейно по отношению к количеству возможностей ПО. Распространёнными вариантами является подготовка расчетных данных, в частности, создание геометрических моделей в существующих программах. Для заказчика может быть предпочтительным интегрировать расчетную процедуру в существующие коммерческие комплексы. Производители коммерческих программ постоянно уделяют внимание облегчению способов интеграции внешних расчетных процедур и расширению возможностей взаимодействия. При всей уникальности разрабатываемой специальной модели, неудобный интерфейс и существование близких аналогов или альтернатив является противопоказанием для использования программы. Среди других отрицательных факторов – сложность самой модели, необходимость использования редких экспериментальных данных, несоответствие скорости получения результатов назначению модели и прочее. Использование программ, предоставляющих простые средства настройки интерфейса, интегрирования собственных расчетных модулей и автоматизации процессов без необходимости программировать, позволяет снять нагрузку с разработчика, переложив её на пользователя. Большая вариативность предоставляемых возможностей является как плюсом, так и минусом подобных средств.

Проектирование от частного к общему содержит в себе риск трудности развития на позднем этапе, а от общего к частному – длительный начальный этап и трудности адаптации к конкретной ситуации. Тем не менее, опыт разработки показывает, что даже специализированный инженерный модуль выгоднее строить как сужение функциональности большого программного комплекса, нежели чем наоборот. Выбор архитектуры при разработке играет особую роль при последующей эволюции программы. Для небольших моделей может быть эффективным решение с полной перестройкой с «нуля» в заданное состояние после обновления любого из параметров модели, но при укрупнении модели или возникновении необходимости её редакции по частям и отмены действий, придётся пересмотреть архитектуру. Адаптация решения, хорошо показавшего себя в одной прикладной области на другую, может сыграть негативную роль, дав преимущество только на старте разработки. Смена архитектуры приложения является затратной задачей. Проблемы подобного рода часто возникают при недооценке ресурсов, необходимых для проектирования программ.

Типичный расчетный модуль не подразумевает интенсивной редакции расчетной модели, по крайней мере, её геометрической компоненты. Процесс редакции требует реализации функции изменения элемента и учёт возникшего в её результате изменения взаимосвязей между элементами модели. Если, например, добавление и удаление нагрузок в расчетную схему обычно тривиально реализуемо, то изменение геометрического представления модели является сложной задачей. Поэтому на данном этапе возможности разработанных в нашем научном подразделении систем ограничены импортом двумерных моделей в формате dxf и созданием модели путём создания отдельных геометрических примитивов – точек, отрезков прямых линий, дуг окружностей, сплайнов, областей. Параметризация геометрических моделей при этом зачастую осуществляется разработчиком, что требует больших временных затрат. Используя скрипты для создаваемых программ и частичную параметризацию моделей во внешних программах можно делегировать такую работу пользователю.

В результате регулярного создания программных модулей у разработчика обычно накапливается комплекс соответствующих готовых решений. Эти решения могут быть разных уровней – от отдельных функций и типов данных, возможно, организованных в библиотеки, до целых каркасов. Каркас – это программная платформа, определяющая структуру системы, и практически предоставляющая готовые шаблоны приложений. Создание каркаса является весомой целью, однако её достижение требует больших ресурсов, нежели разработка, направленная только на получение требуемой функциональности программы. С другой стороны, фиксация на быстром решении конкретных задач провоцирует программирование «заплатками», что приводит к накоплению технического долга, вплоть до значительного снижения эффективности сопровождения и создания программ. На данном этапе в нашем научном подразделении созданы компоненты геометрического моделирования, экспорта и импорта в некоторые форматы, построения расчетных сеток на плоскости и операций с ними, графического отображения моделей в 2d и 3d и выбора с экрана, модули скриптового языка, сериализации данных, отдельные специализированные компоненты графического интерфейса для представления таблиц свойств моделей, поиска по свойствам, виджеты графиков,

компоненты рабочих панелей для набора пользователем интерфейса из стандартных элементов и некоторые другие. Для расчетных модулей разработаны несколько вариантов базовых процедур МКЭ и МГЭ, библиотека решения СЛАУ прямыми методами, модуль оптимизации и планирования расчетного эксперимента.

Интеграция процессов разработки требует дополнительных затрат, и в рамках даже одного подразделения разработчики могут повторно или параллельно делать одну и ту же работу. Программы в рамках научных работ зачастую служат цели создания демонстратора, оставаясь далее на таком же уровне развития. В противовес этому предлагается больше усилий направлять на разработку элементов каркаса и единой среды существования программ.

Приведённые примеры показывают, что специализированное ПО может быть весьма больших масштабов. Проектировать его необходимо не только с учётом текущих потребностей, но и учитывая возможные пути развития. Следует разделять архитектуру приложения и архитектуру расчетного алгоритма, так как последней в инженерной литературе по моделированию уделяется большое внимание, а первая практически игнорируется [1], как и сопутствующее разнообразие средств разработки ПО. Эффективная разработка в общем случае требует привлечения специалистов разных областей – инженеров предметной области, инженеров с общим прикладным математическим образованием, программистов.

Список использованных источников

[1] Машиностроение. Энциклопедия. Самолёты и вертолёты. Т. IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др.; под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса и В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 2010. – 720 с. ил.

[2] Темис Ю.М., Селиванов А.В. Формирование облика узла щеточных уплотнений для авиационного ТРДД // Авиационные двигатели. 2023. № 2 (19). С. 21–30.

[3] Темис М.Ю., Мещеряков А.Б. Параметрическое исследование упругих свойств осевого газодинамического лепесткового подшипника на основе одномерной модели течения смазки. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2019, №2, с.11-23

[4] Темис Ю.М., Азметов Х.Х. Математическое моделирование циклического деформирования. Известия МГТУ «МАМИ». Научный рецензируемый журнал. – М.: МГТУ «МАМИ», №2(12), 2011. – с.195-202.

[5] Temis J.M., Selivanov A.V., Yakushev D.A. "Virtual Engine" Approach For the Coupled Analysis of Engine Structure // Proc. of 23rd Int. Symposium on Air Breathing Engines (ISABE 2017). Economy, Efficiency and Environment. 3–8 Sept. 2017, Manchester, UK. P. 2431-2439. Paper 22645.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОСТИ В ЦЕНТРОБЕЖНОЙ ФОРСУНКЕ С Х-ОБРАЗНЫМ ЗАВИХРИТЕЛЕМ

Е.С. Студенников[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе представлены результаты численного моделирования течения воды в центробежной форсунке с Х-образным завихрителем с последующим выходом в неподвижный воздух. Получено распределение скорости вдоль осевой линии струи, поля распределения объемной доли воды и скорости. Определены характерные диаметры капель жидкости в результате распыла, а также их распределение в пространстве.

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE FUEL FLOW IN A CENTRIFUGAL ATOMAZIER WITH X-SHAPED SWIRL

E.S. Studennikov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The article presents the results of numerical simulation of water flow in a centrifugal nozzle with an X-shaped swirl followed by discharge into still air. The velocity distribution along the axial line of the jet, the distribution fields of the volume fraction of water and velocity are obtained. The characteristic diameters of liquid droplets as a result of spraying, as well as their distribution in space, were obtained.

1 Введение

Современные исследования по анализу распыливания жидкости центробежными форсунками явно показывают их актуальность. Несмотря на множество фундаментальных [1-2] и численных [3-4] исследований процессов впрыска жидкости, интерес к более детальному изучению данной области продолжает расти.

В настоящее время существуют различные подходы к моделированию процесса распыления жидкости. Один из них основан на прямом моделировании распада струи с использованием модели объема жидкости в Эйлеровской постановке (Volume of Fluid - VOF). В данном случае весь процесс распыления, образование и дробление капель разрешается с помощью сеточной модели. Второй подход к моделированию распыления основан на использовании начальных условиях распыла, таких как скорость и размеры капель, которые могут быть получены из эксперимента или полуэмпирических моделей. С применением модели дискретной фазы в формулировке Лагранжа (Discrete Phase Model - DPM) определяются дальнейшие траектории капель и их взаимодействие со сплошной средой и друг с другом. Широко распространен гибридный метод, в котором первичный распад струи производится с помощью прямого моделирования в постановке Эйлера, а вторичный распад и дальнейшие траектории капель, размеры которых меньше, чем те, которые могут быть разрешены сеточной моделью, определяются в постановке Лагранжа.

Целью исследования является определение размера капель, образующихся при распыле жидкости из центробежной форсунки с *X*-образным завихрителем. Расчеты проводились нестационарным методом с использованием гибридного подхода к моделированию распыла VOF-to-DPM. В качестве жидкости выбрана вода, которая распыляется в неподвижное воздушное пространство.

2 Постановка задачи

Центробежные форсунки с Х-образным завихрителем имеют широкое распространение благодаря своим преимуществам по отношению к другим видам: простая конструкция, низкое энергопотребление, равномерное распыление по всей площади окружности. Геометрия форсунки, исследуемой в данной работе, представлена в рисунке 1 [5].

Для решения задачи построена комбинированная сеточная модель, состоящая из области распыла с блочно-структурированной сеткой и внешней области гексагональной сеткой. Части сетки соединялись в

единую расчетную область с помощью неконформных интерфейсов. Общее число ячеек сетки составляет 22,5 млн.

Моделирование проводилось в программном комплексе ANSYS Fluent с использованием многофазной модели объема жидкости в нестационарной постановке.

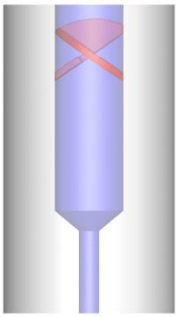


Рис. 1. Общий вид форсунки

Уравнение объемной доли в настоящих расчетах решается как с помощью неявной, так и с помощью явной дискретизации по времени. Поверхность границы фазы интерполируется с использованием схемы деформируемого интерфейса и кусочно-линейной схемы.

Для моделирования турбулентного перемешивания в потоке применяются модели турбулентности k-ω SST и k-ε Realizable с улучшенными пристеночными функциями.

3 Результаты моделирования

В процессе численного моделирования течения струи из форсунки изменялось значение перепада давления от 4 до 6 МПа. На рисунке 2 представлена изоповерхность воды с объемной долей 0,1, окрашенная в цвета модуля скорости. Данная форсунка не обеспечивает распыл жидкости в виде капель сразу при выходе из сопла. В ближайшей области (около 5 диаметров сопла) течение воды представлено сплошной струей. Это связано с маленькой интенсивностью закрутки потока, а также с большой длиной цилиндрической выходной части. Течение жидкости производится с достаточно небольшим углом распыла, который составляет от 20º до 25º в зависимости от перепада давления в инжекторе.

При всех значениях давления подачи воды величина скорости на оси струи выше экспериментальных данных [5], при этом характер поведения кривых близок между собой. Это объясняется тем, в модели объема жидкости завышаются параметры турбулентности на границе фаз.

Так же в расчете дробление происходило ниже по потоку и менее интенсивно, в сравнении с экспериментом. Поэтому расчетные значения среднего по Заутеру диаметра капель при распыле воды, близкого к экспериментальному больше натурных данных на 65 %. При этом отклонение полуэмпирической формулы имеет значение более 300 %.

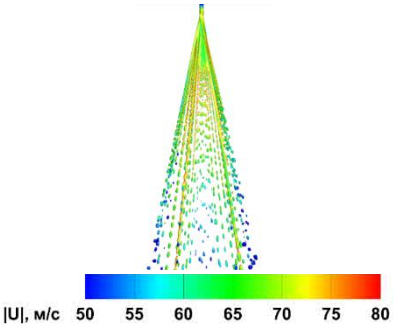


Рис. 2. Изоповерхность воды, окрашенная в значения скорости при перепаде давления 6 МПа

4 Заключение

Проведены расчеты в трёхмерной нестационарной постановке течения жидкости через центробежную форсунку, которые позволили определить скорость на оси струи и значение среднего диаметра Заутера образовавшихся в результате распыла капель.

Распределение скорости на оси струи имеет завышенное значение, отклонение от эксперимента составляет в среднем 10-20 %. Полученный средний диаметр Заутера капель приближен к экспериментальному значению и превышает его на 65 %. Совпадение порядков значений является достаточным и приемлемым результатом. Эмпирическая формула Лышевского завышает средний диаметр Заутера более чем на 300 %.

В целом, результаты численного моделирования демонстрируют более высокую точность в сравнении с полуэмпирическими методиками при определении характеристик течения жидкости через центробежную форсунку.

Список использованных источников

[1] Ю.Ф. Дитякин, Л.А. Клячко Распыливание жидкостей. М.: Машиностроение, 1977. 206 с.

[2] Ю.И. Хавкин Центробежные форсунки. Л.: Машиностроение, 1976. 168 с.

[3] M. Arienti, R.K. Madabhushi Aerodynamic blockage effect on the spray characteristics of a liquid jet atomized by crossflowing Air // ASME Turbo Expo 2006 Power For Land, Sea and Air. 2006. V.1. P. 467-476.

[4] A. E. Komrakova Single drop breakup in turbulent flow // The Canadian Journal of Chemical Engineering. 2019. V.97(10). P. 2727-2739.

[5] Zhou G., Wang J., Song R., Xu C., Wang P. Experimental Study on Droplet Breakup and Droplet Particles Diffusion of a Pressure Nozzle Based on PIV // Chemical Engineering Science. 2022. V. 258(3).

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЭРОЗИОННОГО ИЗНОСА ТВЕРДЫМИ ЧАСТИЦАМИ

Е.А. Строкач[1], А.А. Пожидаев[1]
[1] Московский авиационный институт (НИУ), Москва

Представлен опыт моделирования эродирования твердыми частицами поверхностей титанового и алюминиевого сплавов. Рассмотрено влияние моделей турбулентности, формы частиц кварца на скорость износа при CFD-моделировании, а также влияние учета трения и вращения сферических частиц на профиль износа и остаточные напряжения в приповерхностном слое при FEA-моделировании. Наблюдается слабое влияние моделей турбулентности при высокоскоростном эродировании и существенное влияние формы частиц. Также обнаружено слабое влияние вращения и трения на профиль износа сферическими частицами SiO2, но заметное изменение остаточных напряжений в поверхностном слое после определенного количества последовательных ударов группы частиц.

Simulation of high-velocity solid particle erosion

E.A. Strokach[1], A.A. Pozhidaev[1]
[1] MAI (NIU), Moscow, Russia

In this paper some recent aluminum and titanium alloys solid particle erosion simulation results are presented. CFD studies of quartz particle erosion include the influence of turbulence models and shape factor on the erosion rate. Also, the influence of friction and particle rotation is studied using FEA explicit dynamics techniques. It is observed that the choice of turbulence model has a minor effect, while the influence of shape factor is significant. A slight effect of friction and SiO2 spherical particle rotation on the erosion profile can be noted, and a detectable change in residual stresses is present after some sequential particle impacts on the surface.

1 Введение

Несмотря на долгую историю изучения, вопрос оценки и, конкретнее, моделирования эрозионного износа твердыми частицами узлов и деталей авиационных ГТД, конвертированных ГТУ остается актуальным [1-15]. В части физического моделирования появляются новые работы по износу частицами электрокорунда Al2O3, оксида кремния SiO2, CMAS частицами. В основном, их проведение связано с верификацией моделей износа на основе численных методов. Большинство публикаций, в т. ч., отечественных [15], посвящены оценке влияния эрозионного износа деталей (лопаток ротора/статора КНД и т.п.) на рабочий процесс – газодинамическую устойчивость, КПД экспериментально и за счет CFD моделирования на «макроуровне». CFD-подход удобен тем, что позволяет получить полноценную информацию об условиях натекания гетерогенной смеси газа (как правило, воздуха) и частиц на поверхность неправильной формы – скоростях, углах падения и т.д. Однако, непосредственно скорость износа обычно рассчитывается исходя из экспериментально полученных соотношений. Численное моделирование методами явной динамики (FEA, SPH и т.д.) способно дать исчерпывающие данные о процессе соударения частиц с поверхностью, остаточном НДС поверхностного слоя и, в целом, поставить на микроуровне виртуальный эксперимент, позволяющий выявить зависимости, применимые далее в CFD моделировании. Это возможно, тем не менее, только при достаточной верификационной базе применяемых моделей.

Построение модели, кроме прочего, связано с оценкой влияния многочисленных настроечных параметров и учетом частных физических явлений: для CFD подхода это модели турбулентности, их настроечные параметры, коэффициенты, отвечающие за форму частиц, условия их движения, теплообмена и т.п.; для методов явной динамики – свойства материалов частиц и образца, которые бывают неполными для процесса эродирования и/или не повсеместно применимы ввиду условий их экспериментального получения.

В данной работе представлен опыт численного моделирования, сравнения с некоторыми

экспериментальными данными по износу твердыми частицами, оценки влияния модельных параметров и моделей частных физических процессов на примере образцов из распространенного титанового сплава Ti6Al4V. Также представлены численные результаты по оценке влияния учета трения и вращения при контакте частиц с поверхностью на примере SiO2 и алюминиевого сплава.

2 Моделирование

Моделирование износа поверхности высокоскоростным потоком частиц кварца нерегулярной формы проводилось методами CFD в двумерной RANS постановке. Движение частиц моделировалось на основе подхода Лагранжа. В ходе сравнения результатов с экспериментом по скорости и области износа было изучено влияние выбора моделей турбулентности, в частности, k-epsilon standard, k-epsilon RNG и GEKO с различными настроечными коэффициентами, выбора модели эрозии, а также влияние «shape factor», отвечающего за форму частиц [16-20].

Численное исследование влияния учета вращения и трения при падении нескольких групп частиц проводилось в 2d постановке методами явной динамики. Упругопластические свойства материала поверхности и условия разрушения задавались в форме Джонсона-Кука [21-23]. Критериями выступали глубина износа, остаточные напряжения после удара каждой группы и нагрев материала образца. Рассмотрен крайний случай удара сферических жестких частиц SiO2 при скорости 155 м/с под углом 45°.

3 Заключение

Показано, что скорость износа поверхности при нормальном воздействии высокоскоростным гетерогенным потоком слабо зависит от выбранной модели турбулентности, в том числе модели GEKO и ее настроек. Скорость износа значительно зависит от модели эрозии (Oka или DNV), а также их настроечных коэффициентов. Форма частиц существенно влияет на скорость износа.

Также показано, что учет трения между частицами и поверхностью влияет на профиль остаточных эквивалентных напряжений в материале, но заметен после удара третьей группы частиц. Показано, что влияние учета вращения частиц и его направления также проявляется при ударе третьей группы частиц для рассмотренных условий. Нагрев в приповерхностном слое образца после ударов трех групп частиц составил более 100 °C, а глубина нагрева — до 90 мкм. Дальнейшие исследования могут быть направлены на определение влияния вращения частиц при большем количестве ударов, влияния формы частиц, учета упругопластического или хрупкого поведения частиц.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, тема № FSFF-2023-0006.

Список использованных источников

[1] Буляккулов М.М. Взаимодействие высокоскоростного гетерогенного потока с элементами конструкции ЛА: дис. … канд. техн. наук. – М., 2017. – 156 с.

[2] Гумеров А.В., Акмалетдинов Р.Г. Моделирование эрозионного износа лопатки компрессора // Вестник Самар. ун-та. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2011. – Т. 10, № 3-2. – С. 233–239.

[3] Боркова А.Н. Эрозионная стойкость авиационных материалов при соударении с твердыми (пылевыми) частицами: автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук / Всероссийский НИИ авиационных материалов. −М., 2006. − 26 с.

[4] Масленников Г.Е. CFD моделирование износа летучей золой конвективного газоохладителя ПГУ-ВЦГ схемы Shell // Физика. Технологии. Инновации: сб. материалов VI Междунар. молодеж. науч. конф., посв. 70-лет. основания Физико-технологич. ин-та УрФУ; г. Екатеринбург, 20–24 мая 2019 г. – Екатеринбург, 2019. – С. 163–175.

[5] Нгуен Тхань Шон. Методика оценки влияния эксплуатационных повреждающих воздействий на качество фукнционирования компрессора ГТД: автореферат дис. … канд. техн. наук. – М., 2022. – 24 с.

[6] Ерасов, В. С. Эрозионная стойкость авиационных материалов к воздействию твердых (пылевых) частиц / В. С. Ерасов, Е. А. Котова // Авиационные материалы и технологии. – 2011. – № 3(20). – С. 30-36.

[7] Иноземцев, А. А. Исследование устойчивости авиационного двигателя ПД-14 к воздействию вулканического пепла / А. А. Иноземцев, Д. Д. Попова, Т. В. Абрамчук [и др.] // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2022. – Т. 26, № 2(96). – С. 60-70. – DOI 10.54708/19926502_2022_2629660.

[8] Евстифеев, А. Д. Особенности эрозионного разрушения металлических материалов при воздействии потока твердых частиц / А. Д. Евстифеев, И. В. Смирнов // Физическая

мезомеханика. – 2021. – Т. 24, № 2. – С. 5-12. – DOI 10.24412/1683-805X-2021-2-5-12.

[9] Износ и эрозионная стойкость композитных элементов авиационного двигателя в газоабразивном потоке / А. В. Зинин, С. В. Добровольский, А. К. Лебедев [и др.] // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2019. – № 4. – С. 156-162.

[10] Петров Ю.В., Атрошенко С.А., Казаринов Н.А., Евстифеев А.Д., Соловьев В.Ю. Динамическое разрушение поверхности сплава алюминия в условиях высокоскоростной эрозии // Физика твердого тела. 2017. Т. 59. № 4. С. 648–652. https://doi.org/10.21883/ FTT.2017.04.44264.173

[11] Тхабисимов А.Б. Повышение абразивной стойкости лопаточного аппарата первых ступеней цилиндров высокого и среднего давления мощных паровых турбин: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Национальный исследовательский университет МЭИ. М., 2016. 179 с.

[12] Research of the AK4-1 alloy microarc oxidation modes effect on the composite ceramic coatings erosion resistance / L.N. Lesnevskiy [et al.] // Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing. – 2019. – Vol. 1281, no. 1. – P. 012048.

[13] Tarodiya R., Levy A. Surface erosion due to particlesurface interactions – A review // Powder Technology. – 2021. – Vol. 387. – P. 527–559. – DOI: 10.1016/j. powtec.2021.04.055.

[14] Fardan A., Berndt C.C., Ahmed R. Numerical modelling of particle impact and residual stresses in cold sprayed coatings: A review // Surface and Coatings Technology. – 2021. – Vol. 409. – DOI: 10.1016/j. surfcoat.2021.126835.

[15] Строкач Е.А., Кожевников Г.Д., Пожидаев А.А. Численное моделирование процесса эродирования твердыми частицами в газовом потоке (обзор) // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника.2021. № 67. С. 56–69. https://doi.org/10.15593/2224-9982/2021.67.06.

[16] Моделирование эрозионного износа титанового сплава высокоскоростным потоком частиц / Е.А. Строкач, Г.Д. Кожевников, А.А. Пожидаев, С.В. Добровольский // Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). – 2023. – Т. 25, № 4. – С. 268–283. – DOI: 10.17212/1994-6309-2023-25.4-268-283.

[17] Menter F., Lechner R., Matyushenko A. Best practice: generalized K-Ω two-equation turbulence model in ANSYS CFD (GEKO): Technical Report ANSYS. – Nurnberg, Germany, 2019. – 32 p.

[18] ANSYS Fluent Theory Guide. – Canonsburg, PA: ANSYS Inc, 2019. – 1080 p.

[19] Pozhidaev A., Kozhevnikov G., Strokach E. Numerical study of turbulence model effect on solid particle erosion in gaseous flow // AIP Conference Proceedings. – 2023. – Vol. 2549 (1). – P. 030003. – DOI: 10.1063/5.0130489.

[20] The impact angle dependence of erosion damage caused by solid particle impact / Y.I. Oka, H. Ohnogi, T. Hosokawa, M. Matsumura // Wear. – 1997. – Vol. 203–204. – P. 573–579. – DOI: 10.1016/s0043-1648(96)07430-3.

[21] ANSYS Explicit Dynamics Analysis Guide, Release 2020 R2, July 2020.

[22] Строкач Е.А., Пожидаев А.А. Моделирование износа алюминиевого сплава частицами SiO2 // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2025. Т. 25, № 1. С. 140–150. doi: 10.17586/2226-1494-2025-25-1-140-150

[23] Liu Z.G., Wan S., Nguyen V.B., Zhang Y.W. A numerical study on the effect of particle shape on the erosion of ductile materials. Wear, 2014, vol. 313, no. 1–2, pp. 135–142. https://doi.org/10.1016/j. wear.2014.03.005.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ПОЖАРА И РАБОТЫ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ В ПОДКАПОТНОМ ОТСЕКЕ ДУ В ПК CADFLO

Г.Е. Думнов, А.В. Иванов, В.Ю. Стрельцов
ООО «ТС ИНТЕГРАЦИЯ», Москва

В рамках модели горения, используемой в ПК CADFLO, реализована возможность учета влияния на процесс горения ингибитора, добавляемого в топливную смесь для предотвращения развития пожара. Приводятся результаты моделирования процесса пожаротушения применительно к авиационному двигателю.

MODELING OF FIRE DEVELOPMENT AND OPERATION OF THE FIRE EXTINGUISHING SYSTEM IN THE UNDERHOOD COMPARTMENT OF THE PROPULSION SYSTEM IN THE CADFLO

G.E. Dumnov, A.V. Ivanov, V.Yu. Streltsov
LLC "TS INTEGRATION", Moscow, Russia

The CADFLO software package combustion model includes the ability to consider influence of inhibitor on prevent fire propagation. The results of modeling the extinguishing fire process into aircraft engine are presented.

1 Введение

Разработка средств предотвращения и тушения пожара является важной народнохозяйственной задачей. Особенно опасны пожары в двигателях летательных аппаратов.

Тушение очагов пожара достигается различными способами, среди которых можно выделить разбавление горючей смеси и понижение ее температуры, использование химических добавок (ингибиторов), замедляющих и прекращающих процесс горения. Системами пожаротушения с использованием ингибиторов оснащаются авиационные двигатели.

При конструировании системы пожаротушения важно иметь представление не только о возможных очагах горения, но и о максимально эффективной подаче в эти места пожаротушащего вещества.

Предложена и апробирована упрощенная методика, позволяющая оценить эффективность введения в газовом или распыленном капельном виде вещества ингибитора в пожароопасную зону, в условиях сложной пространственной компоновки узлов двигательной установки и мощных воздушных потоков, возникающих внутри.

2 Подход к моделированию процесса ингибирования

Согласно специфики используемой в CADFLO модели горения газовых и газокапельных смесей, в состав газовой фазы входят: непрореагировавшие горючее (F), окислитель (O), вещество третьего компонента (A) и их равновесные продукты сгорания (P). Третьим компонентом может быть задано второе горючее, второй окислитель, инертный компонент или вещество, играющее роль ингибитора.

Для описания перехода с конечной скоростью исходных реагентов в равновесные продукты сгорания используется одностадийная необратимая химическая реакция:

$$F + O + A \rightarrow P$$

Чтобы отразить влияние эффекта ингибирования на процесс горения топливной смеси, ~~в~~ выражение для скорости условной химической реакции вводится поправка, зависящая от концентрации вещества ингибитора (компонент A) в топливной смеси.

Поправка учитывает некоторое пороговое значение концентрации вещества, при котором процесс горения прекращается (скорость условной химической реакции в модели горения становится равной нулю). Необходимые значения концентраций для хладонов (114B2, 12B1, 13B1), обладающих свойствами ингибиторов, взяты из справочника [1].

Очевидно, что применяемый подход не отражает всю специфику химического процесса ингибирования, заключающегося в разрыве цепных механизмов, приводящих к горению, путем связывания важных промежуточных химических элементов веществом ингибитора. Данная специфика отражена в соответствующих детальных механизмах

химической кинетики, которые в рассматриваемой модели горения отсутствуют.

Использование предлагаемого инженерного подхода позволяет исследовать как процесс воспламенения и распространения пламени в объеме, так и процесс изменения интенсивности горения и полного его прекращения.

Следует отметить, что ингибиторы находятся в баллонах в газовом или жидком фазовом состоянии. Если ингибитор находится в баллоне в газообразном состоянии, то можно проводить расчет его движения, начиная прямо от баллона. Если же ингибитор находится в баллоне в жидком состоянии, то предполагается, что по магистралям коллектора он течет в жидком состоянии и разбрызгивается в объем через отверстия в коллекторе в виде капель, которые испаряются и влияют на протекание процесса горения.

3 Примеры расчета

3.1 Моделирование процесса пожаротушения в замкнутой полости

Рассматривается модельная задача пожаротушения при возникновении пожара в замкнутой полости в которой находятся два трубчатых контура с газообразным горючим (керосин) и подогретым окислителем (воздух). Весь объем установки вентилируется путем принудительной подачи воздуха через нижний патрубок.

Предполагается, что в топливном контуре образуется трещина, через которую горючее попадает в замкнутую полость и смешиваясь с окислителем воспламеняется. Через 5 сек после начала пожара начинает подаваться жидкий фреон R114B2 с определенным расходом. Исследуются работа системы пожаротушения и ее способность локализовать и ликвидировать очаг пожара при различных способах расположения форсунок системы подачи фреона и расходах тушащего вещества.

Геометрия полости и топливного контура показаны на рис. 1-2.

В топливный контур (желтая ветка – см. рис. 1) подается керосин в газовой фазе с расходом 25.7 г/с и температурой 800 ^{0}C. Через щель в контуре в полость поступает керосин с расходом ~0.6 г/с.

В замкнутый контур горячего воздуха (красная ветка) подается воздух с расходом 5.8 г/с и температурой 150^{0}C. Через контур вентиляции (голубая ветка) осуществлялась подача воздуха с расходом 6 г/с и температурой 20^{0}C.

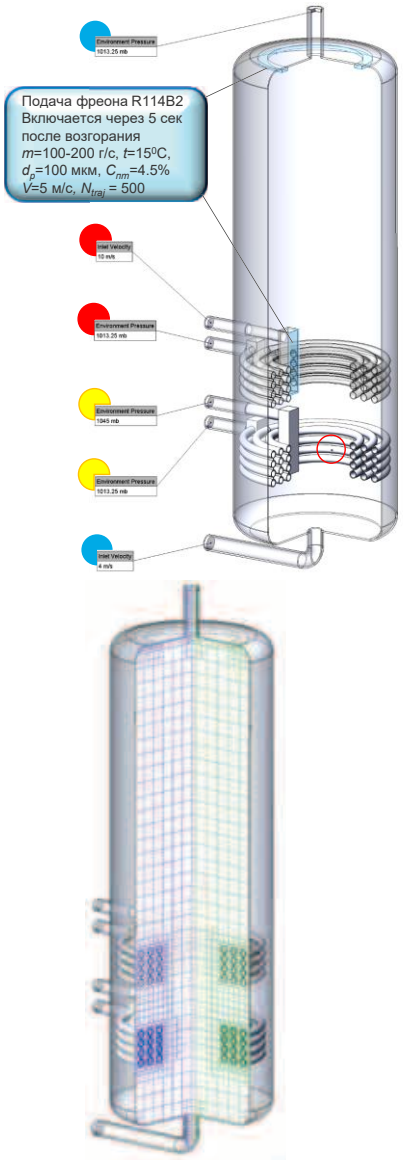


Рис. 1. Геометрия полости и постановка задачи с двумя вариантами расположения устройств подачи фреона и их расходными характеристиками (слева) и топология расчетной сетки (справа)

Рис. 2. Топливный контур и локализация щели с диаметром отверстия 5 мм

Построение сетки производилось в автоматическом режиме с локальными настройками в районе топливного и воздушного контуров. Итоговая расчетная сетка состояла из 0.25 млн. ячеек (см. рис. 1).

Расчетное физическое время моделируемого процесса совпадало с продолжительностью непрерывной подачи фреона и составляло 35 сек. Шаг по времени: *dt*=2.5e-3 сек.

Расход воздуха через контур вентиляции подбирался таким образом, чтобы обеспечивалось концентрации топливо/окислитель близкие к стехиометрическим для поддержания устойчивого горения, исключения срыва пламени и прекращения горения из-за нехватки окислителя в замкнутой полости.

Результаты расчетов (рис. 3) показывают, что боковой впрыск фреона оказывается более эффективным с точки зрения тушения пожара. Боковая подача фреона с расходом 100 г/с обеспечивает устранение открытого пламени и понижение концентрации топлива ниже пороговых за ~15 сек, тогда как верхняя подача фреона обеспечивает подобный эффект уже при большем расходе (200 г/с) и за несколько большее время (~20 сек).

Построение сетки производилось в автоматическом режиме с локальными настройками в районе топливного и воздушного контуров. Итоговая расчетная сетка состояла из 0.25 млн. ячеек (см. рис. 1).

Расчетное физическое время моделируемого процесса совпадало с продолжительностью непрерывной подачи фреона и составляло 35 сек. Шаг по времени: *dt*=2.5e-3 сек.

Расход воздуха через контур вентиляции подбирался таким образом, чтобы обеспечивалось концентрации топливо/окислитель близкие к стехиометрическим для поддержания устойчивого горения, исключения срыва пламени и прекращения горения из-за нехватки окислителя в замкнутой полости.

Результаты расчетов (рис. 3) показывают, что боковой впрыск фреона оказывается более эффективным с точки зрения тушения пожара. Боковая подача фреона с расходом 100 г/с обеспечивает устранение открытого пламени и понижение концентрации топлива ниже пороговых за ~15 сек, тогда как верхняя подача фреона обеспечивает подобный эффект уже при большем расходе (200 г/с) и за несколько большее время (~20 сек).

тогда как верхняя подача фреона обеспечивает подобный эффект уже при большем расходе (200 г/с) и за несколько большее время (~20 сек).

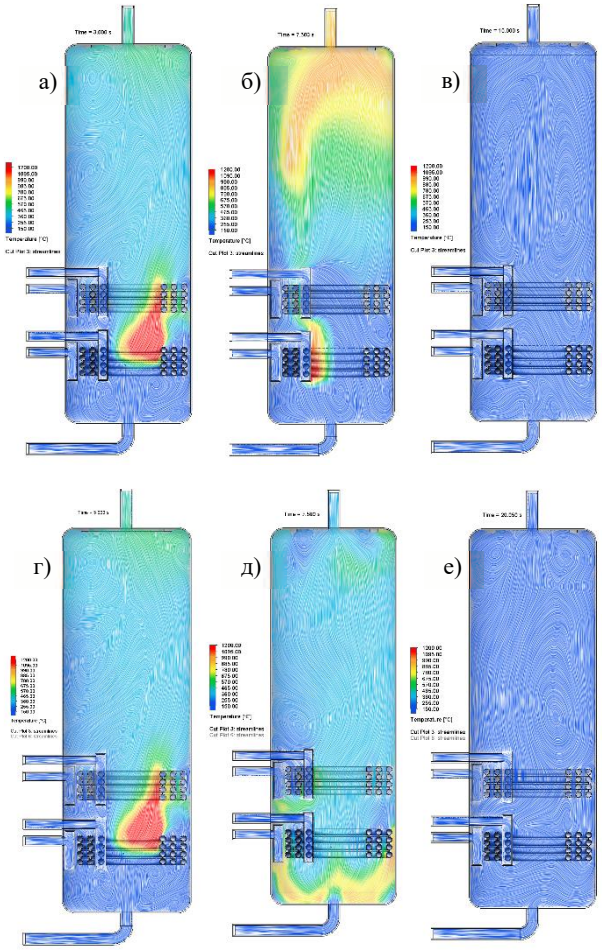


Рис. 3. Распределение температуры при боковой подаче фреона (верх) в моменты времени: а) 3 сек, б) 7.5 сек, в) 15 сек и при верхней подаче фреона (низ) в моменты времени: г) 3 сек, д) 7.5 сек, е) 20 сек

3.2 Моделирование пожаротушения отсека ДУ самолета

Моделируется работа системы пожаротушения, направленная на ликвидацию пожара в подкапотном пространстве ДУ самолета (см. рис. 4).

Система пожаротушения состоит из: 1. Баллонов с огнетушащим веществом (Фреон R114B2); 2. Магистрали длиной 17 м и диаметром 18 мм для подачи фреона из баллонов в подкапотный отсек двигателя; 3. Коллектора (см. рис. 5) диаметром 11.5 мм для распределения фреона по отсеку двигателя и его распыления в объем отсека через отверстия диаметром 0.8 мм и 4. Комплекта датчиков температуры для оповещения о начале пожара и включения подачи фреона из баллонов.

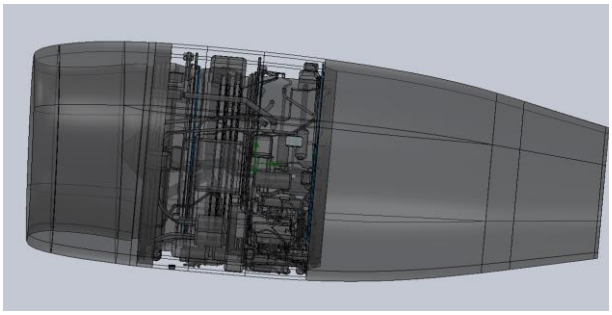


Рис. 4. Общий вид и компоновка подкапотного пространства двигателя

Подкапотный отсек вентилируется в трех местах подачей воздушного потока с общим расходом равным 0.53 кг/с и двумя зарешетчатыми окнами сброса. Пожар происходит вследствие разгерметизации двух топливных магистралей (рис. 5), приводящей к поступлению керосина с расходом равным 0.04 кг/с.

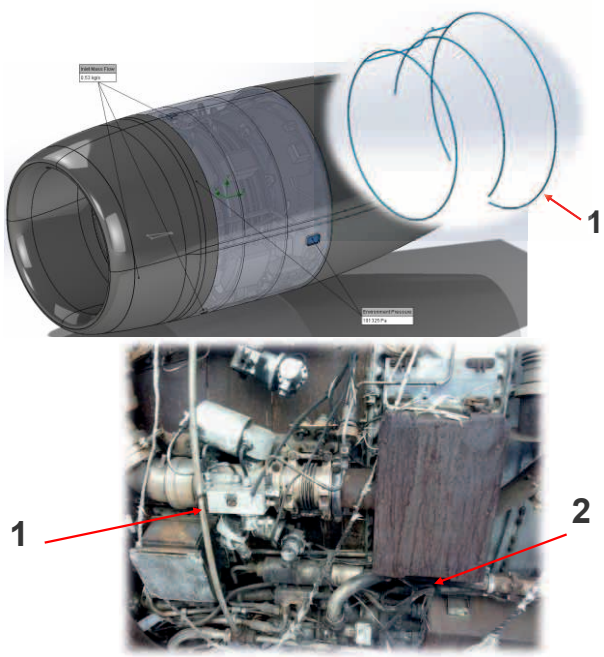


Рис. 5. Компоненты системы пожаротушения и локализация пожара: 1 – кольцо коллектора; 2 – место подачи и воспламенения горючего

Методика математического моделирования пожара в общем виде делится на несколько этапов: а) моделирование условий пожара и распространения пламени по отсеку; б) расчет движения фреона из бака, наполнения коллектора и истечения через отверстия в коллекторе (не рассматривается в данной работе) и в) расчет газификации впрыскиваемого фреона, его распространения по подкапотному пространству, и воздействия на распространяющийся пожар.

Расчет проводился при следующих условиях и допущениях. Керосин Jet-A1 поступает в подкапотное пространство, в котором уже сформировалось течение от системы вентиляции, в газообразном виде и воспламеняется через 0.5 сек после начала исследуемого процесса. Температура подаваемого воздуха в системе вентиляции $T=20^0C$. Фреон подается с расходом 3.5 кг/с в виде распыленных капель диаметром 100 мкм. Начальная скорость капель V=120 м/с, температура $T_d=-20^0C$. Суммарное число траекторий – 3250.

Расчеты проводились в нестационарной постановке. Рассматривалась длительность возникновения пожара в течение 3 сек физического времени. Тушение пожара осуществлялось в течение 5 сек после впрыска фреона в отсек.

Генерация сетки производилась в основном в автоматическом режиме с минимальными ручными настройками. Итоговая сетка состояла из ~ 0.5 млн. ячеек (рис. 6).

Результаты расчетов приведены на рис. 7-8. Динамика изменения средней температуры показывает основные этапы развития пожара и пожаротушения: возгорание – 0.5 сек; срабатывание датчиков, с открытием клапанов подачи фреона из баллона в магистраль – 0.8 сек; начало впрыска капель фреона в отсек – 3.0 сек; достижение пожаротушащей концентрации ~3.16 сек.

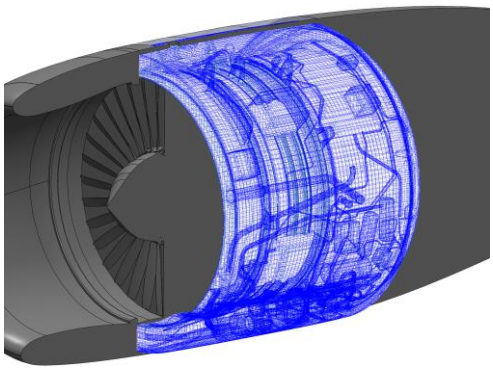


Рис. 6. Топология расчетной сетки

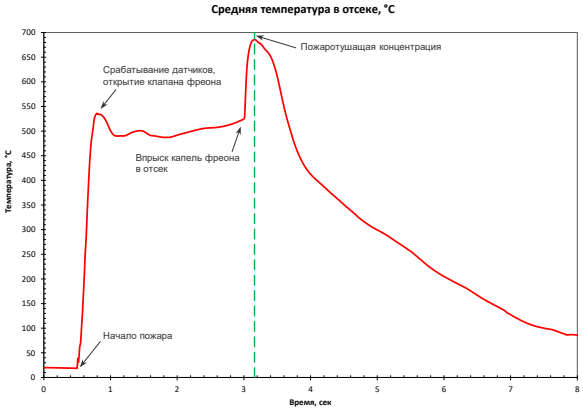


Рис. 7. Динамика изменения средней температуры в подкапотном пространстве ДУ

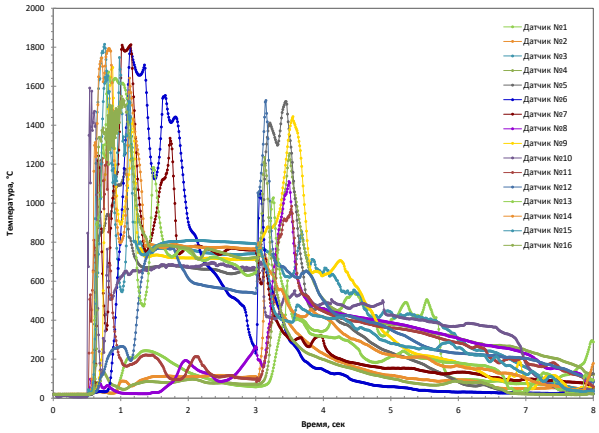


Рис. 8. Изменение локальной температуры на всех датчиках, установленных в подкапотном пространстве ДУ

Всплеск температуры в показаниях датчиков (рис. 8) после начала впрыска фреона объясняется увлечением каплями дополнительных порций воздуха, который попадает в зону с высоким содержанием горючего, в результате чего может кратковременно образоваться топливная смесь, близкая по составу к стехиометрической. Подобный эффект зафиксирован в ходе экспериментов, представленных в [2].

4 Заключение

Разработана математическая модель и методология расчета процесса пожаротушения огнетушащими веществами, ингибиторами (фреонами) и водой, построенная на модели горения, реализованной в CADFLO. Огнетушащие вещества могут подаваться как в газообразном состоянии, так и в виде капель распыленной жидкости, с последующим испарением и ингибированием процесса горения.

Список использованных источников

[1] Лужецкий В.К. Противопожарная защита самолетов гражданской авиации. М.: Транспорт. 1987. 144 С.

[2] Корольченко Д.А., Шароварников А.Ф. Анализ типового соотношения для описания зависимости времени тушения горючих жидкостей и удельного расхода различных огнетушащих веществ от интенсивности их подачи // Пожаровзрывобезопасность, 2016, Т. 25, №3, - С. 66-76

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ РАСЧЕТОВ ДИНАМИКИ РОТОРОВ ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ИСПЫТАНИЯМ НА СТАДИИ РАЗРАБОТКИ ИЗДЕЛИЯ

К.В. Шапошников[1], С.А. Дегтярев[1], М.К. Леонтьев[2], И.Л. Гладкий[3]
[1] ООО «Альфа-Транзит», Москва,
[2] Московский авиационный институт, Москва
[3] АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В работе описан опыт создания и использования цифровой модели двухконтурного турбореактивного двигателя для расчетов динамики его роторов при подготовке к его испытаниям. Рассмотрены основные этапы формирования и верификации цифровой модели, построенной в программной системе DYNAMICS R4, по результатам виртуальных и реальных экспериментов.

PRACTICE OF AIRCRAFT ENGINE DIGITAL TWIN USAGE FOR ROTORDYNAMICS SIMULATION WHEN PREPARING FOR THE TRIALS AT THE STAGE OF ENGINE DEVELOPMENT

K.V. Shaposhnikov[1], S.A. Degtyarev[1], M.K. Leontiev[2], I.L. Gladkiy[3]
[1] Alfa-Tranzit Co., Ltd., Moscow, Russia
[2] Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia
[3] UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia

Practice of turbofan aircraft engine digital model development and usage for rotordynamics simulations to prepare for its trials was observed. Main steps of full-engine digital dynamic model preparation, built in program system DYNAMICS R4, and its verification based on virtual and real experiments were observed.

1 Введение

Развитие концепции и применения цифровых двойников (ЦД) приводит к все более тесной связи цифровых моделей (ЦМ) и физических объектов. Все ведущие производители авиационных двигателей за рубежом (GE, Rolls-Royce, Pratt&Whitney, MTU, Safran и д.р.) активно развивают и используют ЦД при проектировании новых и эксплуатации существующих двигателей. В отечественном авиадвигателестроении также активно ведётся исследование возможностей использования и внедрения концепции ЦД, применять которую предполагается на всех стадиях жизненного цикла изделия. Различные варианты реализации внедрения технологии ЦД предлагаются ведущими научными коллективами страны [1-3]. В тоже время в предлагаемых вариантах концепции ЦД подробно не освещается использование ЦД и входящих в его состав ЦМ для решения задач в области динамики роторов. Методы и подходы к созданию ЦМ для решения задач роторной динамики также подробно не описываются. Накопленный специалистами компании ООО «Альфа-Транзит» научно-исследовательский и практический опыт создания ЦМ авиационных двигателей позволил сформировать концепцию создания ЦД авиационного двигателя для решения задач роторной динамики на базе программной системы DYNAMICS R4 [4]. В рамках предложенной концепции основой для создания ЦД служит ЦМ двигателя - система математических и компьютерных моделей для расчетов общей динамики двигателя (линейных/нестационарных/нелинейных), а также моделей для специальных расчетов (модальные/статические испытания, модели подшипников/опор, модели для специальных экспериментов: обрыв лопатки, высокочастотная и низкочастотная балансировка роторов и др.)

В настоящей работе описан опыт создания и использования ЦМ турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) для расчетов динамики роторов, а также для подготовки к испытаниям на стадии его разработки.

2. Формирование цифровой модели

Цифровые модели для расчета динамики роторов обычно строят, используя программные системы, изначально созданные для таких задач. Эти программы позволяют строить модели двигателя, включая его основные подсистемы (роторы, корпусы, подвеску), на базе имеющихся в их библиотеке типовых элементов (балок, оболочек, точечных инерционных элементов, упругих связей и т.д.). В настоящей работе рассмотрена ЦМ ТРДД, построенная в DYNAMICS R4, Рис.1.

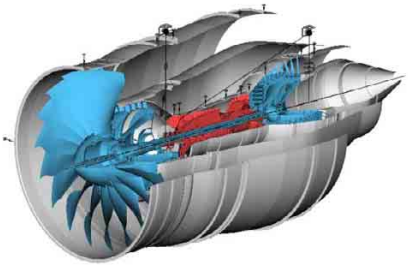


Рис. 1. Цифровая модель ТРДД в DYNAMICS R4

Цифровая модель ТРДД включает в себя систему его компьютерных и математических моделей, которые разрабатывались с учетом рекомендаций стандартов ГОСТ Р 57700.22-2020 [5] и ГОСТ Р 57412-2017 [6], используемых при подготовке таких моделей. ЦМ варианта компоновки двигателя также использовалась при разработке схемы препарирования двигателя датчиками вибрации для верификации расчетной модели [7,8].

При формировании цифровой модели двигателя сначала строится базовая (осредненная) ЦМ. Модель строится, основываясь на имеющихся для двигателя чертежах и 3D моделях, математических моделях, документации и данных об использованных в двигателе материалах. Формирование цифровой модели включает следующие этапы:

- Формирование или актуализация/перестройка расчетной схемы двигателя (если за основу берется цифровая модель предыдущего этапа работ) и его основных подсистем (роторов и корпусов) в соответствие с конструкторской документацией;
- Настройка материалов элементов модели на актуальное температурное состояние. Используются справочники материалов и опции настройки материалов элементов и сборок в DYNAMICS R4;
- Проверка масс и моментов инерции основных деталей и узлов двигателя, а также положения ц.т. основных модулей и сборок на соответствие конструкторской документации. Используются опции контроля пространственного положения элементов и сборок в DYNAMICS R4;
- Уточнение локальных податливостей;
- Оценка жесткости критически важных узлов и элементов конструкции двигателя;
- Оценка жесткости подшипников. Используются доступные в DYNAMICS R4 элементы шариковый и роликовый подшипник;
- Оценка жесткости демпферов опор двигателя. Используются доступный в DYNAMICS R4 элемент гидродинамический демпфер.

В общем виде основные этапы создания базовой цифровой модели ТРДД представлены на Рис. 2.

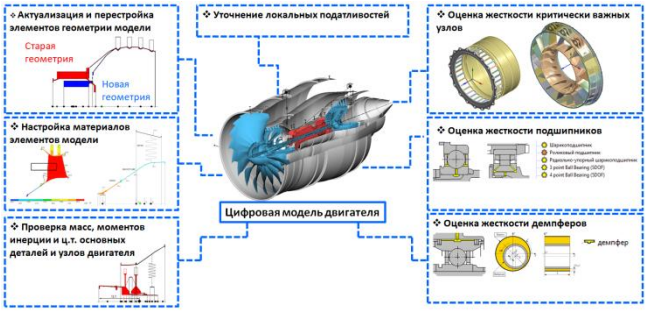


Рис. 2. Основные этапы создания цифровой модели двигателя в DYNAMICS R4

Формирование базовой цифровой модели – это сложный инженерный многоэтапный процесс, когда некоторые этапы создания модели могут идти одновременно, а также многократно повторяться по мере совершенствования и уточнения модели.

3. Верификация цифровой модели двигателя

Верификация модели двигателя — это сложный инженерно-итеративный процесс установления соответствия между экспериментальными измерениями и расчетной моделью. Верификация также производится для отдельных узлов и элементов модели двигателя. Ценные данные для верификации расчетных моделей представляют результаты экспериментальных модальных испытаний, проведение которых помогает оценить степень влияния упрощений, присутствующих в любой цифровой модели, на конечный результат в виде собственных частот и форм изгибных колебаний. Наиболее важным является проведение таких испытаний для свободно подвешенных роторов двигателя. Для того чтобы отделить влияние опор ротора от влияния его геометрии на собственный частоты и формы их колебаний и сосредоточиться на уточнении жесткостей деталей и узлов соединений, модальные испытания проводят для основной силовой линии ротора [9]. При планировании экспериментов готовят технологические модели роторов двигателя, которые рассматривают без

опор, без лопаток и без учета вращения, имитируя их свободный подвес в испытаниях. При отсутствии экспериментальных данных или при невозможности провести модальные испытания по причине отсутствия объекта испытаний, например, на этапе конструкторской проработки геометрии ротора, первичную оценку собственных частот и форм изгибных колебаний ротора можно провести, опираясь на результаты расчётов собственных частот и форм колебаний его цифровой модели в DYNAMICS R4, проводя виртуальные модальные испытания для нее [10]. Опыт использования DYNAMICS R4 для проведения виртуальных модальных испытаний, показывает, что подготовленные в программной системе для таких испытаний технологические модели успешно воспроизводят формы и частоты колебаний, полученные для их твердотельных аналогов, построенных в конечно-элементных программных пакетах общего назначения [9-11], что в соответствие с требованиями [12] подтверждает, что программная система DYNAMICS R4 адекватно и с высокой степенью точности выполняет подготовку цифровой модели, а также расчет и обработку результатов, полученных в ходе виртуальных модальных испытаний для цифровой модели.

Для оценки стабильности сборок ротора и его динамики при выходе на рабочие режимы могут использоваться реальные разгонные испытания ротора на опорах разгонно-балансировочных стендов, а также виртуальные испытания на цифровых моделях таких стендов [11,13-14]. Проведение виртуальных испытаний не отменяет и не снижает практической значимости реальных испытаний, однако позволяет снизить их кол-во, а так же лучше подготовиться к ним.

Верификация полной динамической модели двигателя проводится при сопоставление экспериментальных амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) двигателя с расчетными, полученными для его базовой модели. При выявлении несовпадения пиков резонансных режимов или их амплитуд проводится анализ формы колебаний на резонансном режиме и осуществляется поиск влияющего на данный резонансный режим элемента модели путем анализа результатов параметрических расчетов с использованием карт критических скоростей и вариантных расчетов с построением АЧХ. При выявлении влияющего элемента осуществляется поиск значений его жесткости, демпфирования или параметров его материала, позволяющие снизить расхождение с экспериментом по АЧХ, полученным при расчете дисбалансного поведения модели двигателя. Затем производится проверка адекватности выбранных значений, которая может включать в себя поверочные расчеты с использованием подробных твердотельных моделей данного элемента, после чего модель двигателя корректируется и снова проводится расчет АЧХ для сопоставления с экспериментом. В общем виде принцип верификации цифровой модели двигателя представлен на Рис. 3.

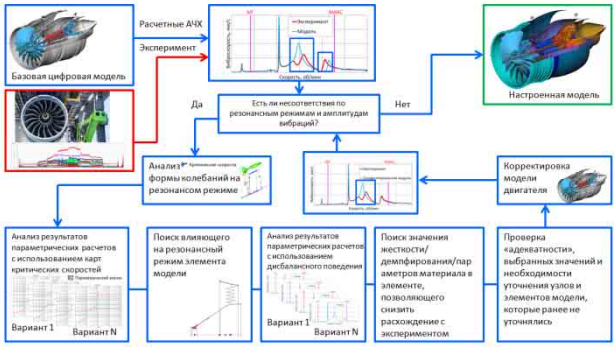


Рис. 3. Общий принцип верификации цифровой модели двигателя в DYNAMICS R4

Процесс поиска и выявления причин несоответствий между моделью и экспериментом может повторяться итеративно, пока не будет достигнут желаемый уровень согласования результатов.

3. Опыт использования цифровой модели двигателя для подготовки к его испытаниям

Перед проведением первых испытаний для ТРДД на открытом стенде от инженерно-проектировочного отдела был сформирован технический запрос о необходимости оценки динамики колебательной системы двигателя по его модели. На момент получения запроса базовая цифровая модель ТРДД в DYNAMICS R4 была полностью сформирована. Проведение вариантных расчетов на модели двигателя, ввиду особенностей конструкции демпферов его опор при моделировании в линейной постановке, привело к необходимости исследований различных по характеристикам динамических систем одного и того же объекта. Проведенные расчеты, в ходе которых были рассмотрены возможные сценарии поведения двигателя при его испытании на открытом стенде в зависимости от различных вариантов неуравновешенности его роторов, а также различных вариантов работы демпферов его опор, позволили лучше подготовиться к испытаниям. По результатам испытания осуществлялся процесс верификации и настройки цифровой модели ТРДД. Результаты имеющегося эксперимента показали низкую виброактивность и признаки нелинейного поведения двигателя, поэтому для полноценной верификации модели необходимо рассмотреть

большее количество испытаний, а для совершенствования цифровой модели – дополнить систему ее математических и компьютерных моделей для расчетов динамики роторов нелинейной моделью.

3 Заключение

В работе представлен опыт создания цифровой модели ТРДД в программной системе DYNAMICS R4 и применения процессов, описанных в стандартах [5,6]. Рассмотрены основные этапы формирования ЦМ двигателя. Кратко изложены принципы верификации элементов модели двигателя при помощи модальных испытаний на примере верификации моделей его роторов. Представлен общий принцип верификации ЦМ двигателя в DYNAMICS R4. Описан опыт использования цифровой модели на этапе разработки ТРДД для подготовки к испытаниям двигателя на открытом стенде. Для улучшения качества цифровой модели ТРДД и расширения ее возможностей предложено увеличить число экспериментов для ее верификации с тем, чтобы расширить «базу знаний» цифровой модели - различные варианты состояния модели двигателя, дающие различные характеристики ее динамического поведения. Для совершенствования ЦМ двигателя предложено дополнить систему ее математических и компьютерных моделей для расчетов динамики роторов моделью в нелинейной постановке.

Список использованных источников

[1] Ю. М. Темис и др. Цифровой двойник установки для испытаний центробежного компрессора малоразмерного ГТД //Авиационные двигатели. – 2021. – №. 1. – С. 5-16.

[2] К. А. Виноградов, А. С. Никулин, Ю. Н. Шмотин. Опыт АО «ОДК» по внедрению технологий цифрового двойника при создании газотурбинных двигателей //Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2023. – Т. 22. – №. 4. – С. 25-36.

[3] А. И. Боровков и др. Цифровая платформа по разработке и применению цифровых двойников (Digital Twins) CML-Bench (часть 3) //САПРиграфика. – 2023. – №. 10. – С.

[4] А. Г. Терешко, М. К. Леонтьев, К. В. Шапошников, С. А Дегтярев. Перспективы использования цифрового двойника авиационного двигателя для расчетов динамики роторов. Перспективы развития двигателестроения: материалы междунар. науч.-техн. конф. им. НД Кузнецова (21–23 июня 2023 г.): в 2 т.-Текст: электронны.2023.

[5] ГОСТ Р 57700.22 – 2020. Компьютерные модели и моделирование. Классификация. М.: Стандартинформ, 2020.11 с.

[6] ГОСТ Р 57412 – 2017. Компьютерные модели в процессах разработки, производства и эксплуатации изделий. Общие положения. М.: Стандартинформ, 2018.15 с.

[7] К. В. Шапошников, М. К. Леонтьев, И. Л. Гладкий. Разработка схем препарирования авиационных двигателей датчиками вибрации с целью верификации их численных моделей для расчетов динамики роторов // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. – 2022. – Т. 1. – С. 259-261.

[8] A.A. Inozemtsev, K.V. Shaposhnikov, S.A. Degtyarev, M.K. Leontiev, I.L. Gladkiy. Investigation on Information Assessment for Vibration Sensor Locations Installed in Aero-Engine Based on Unbalance Response Analysis. In: Chu, F., Qin, Z. (eds) Proceedings of the 11th IFToMM International Conference on Rotordynamics. IFToMM 2023. Mechanisms and Machine Science, vol 140. Springer, Cham., 2024.

[9] К.В. Шапошников, М.К. Леонтьев. Верификация численных моделей роторов авиационных двигателей для решения задач роторной динамики // Тезисы 21-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (21-25 ноября 2022 г., Москва, Россия). М.: Издательство «Перо», 2022. С. 178-179.

[10] К.В. Шапошников, С.А. Дегтярев, М.К. Леонтьев, С.В. Анисимов. Верификация моделей роторов авиационных двигателей по результатам виртуальных статических и модальных испытаний // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 1. С. 93-108.

[11] К. В. Шапошников, С. А. Дегтярев, В. М. Рыженков, М. К. Леонтьев. Использование цифровой модели вакуумного разгонно-балансировочного стенда для подготовки и планирования испытаний роторов

авиационных двигателей // Динамика и виброакустика. – 2024. – Т. 10, №3. – С. 58-80.

[12] ГОСТ Р 57700.2 – 2017. Численное моделирование для разработки и сдачи в эксплуатацию высокотехнологичных промышленных изделий. Сертификация программного обеспечения. Общие положения. М.: Стандартинформ, 2018. 7 с.

[13] К. В. Шапошников, С. А. Дегтярев, В. М. Рыженков, М. К. Леонтьев. Перспективы использования цифровой модели вакуумного разгонно-балансировочного стенда для планирования испытаний роторов авиационных двигателей //ДиВ-2024: Тезисы 7ой межд. конф., Самара, 4-6 сентября 2024 года / Издательство Самарского университета, 2024. – С. 334-337.

[14] К.В. Шапошников, С.А. Дегтярев, В.М. Рыженков, М.К. Леонтьев. Применение цифровой модели вакуумного разгонно-балансировочного стенда для моделирования высокочастотной балансировки ротора авиационного двигателя // АиК: Тезисы 23ей межд. конф., Москва, 18–22 ноября 2024 года / МАИ. – М: Издательство "Перо", 2024. – С. 93-94.

ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЦИФРОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИ СОЗДАНИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

А.В. Чернов[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Авиационная промышленность была и остаётся одной из самых наукоёмких и передовых и как десятилетия назад она задаёт множество трендов создания и применения передовых технологий. Одним из таких передовых направлений науки является компьютерное моделирование физических процессов. Моделирование физических процессов в последние пару десятилетий вышло на совершенно новый качественных уровень за счёт значительного прироста вычислительных мощностей современных ЭВМ и как одно из следствий повышения точности и достоверности результатов моделирования. Что в свою очередь позволило сформировать целую систему национальных стандартов, обеспечивающих возможность применения результатов компьютерного моделирования при создании авиационной техники - "Компьютерные модели и моделирование". Однако применение результатов моделирования всё ещё носит локальный характер и до сих пор не облечено в систему. Попробуем в рамках доклада разобраться в причинах данной ситуации.

PROBLEMS OF APPLICATION OF DIGITAL TESTING IN A DEVELOPMENT OF AVIATION EQUIPMENT

A.V. Chernov[1]
[1]CIAM, Moscow, Russia

The aviation industry has been and remains one of the most knowledge-intensive and advanced, and just like decades ago, it sets many trends in the creation and application of advanced technologies. Computer modeling of physical processes is one of such advanced areas of science. Modeling physical processes in the last couple of decades has reached a completely new qualitative level due to a significant increase in the computing power of modern computers and as one of the consequences of increasing the accuracy and reliability of modeling results. This, in turn, made it possible to form a whole system of national standards that ensure the possibility of using computer modeling results in the creation of aviation equipment - "Computer models and modeling". However, the application of the simulation results is still local and has not yet been integrated into the system. Let's try to understand the reasons for this situation in the framework of the report.

Национальная система стандартизации в области авиационной техники

Первой группой нормативных документов, определяющих технические требования к авиационной технике, являются национальные стандарты - ГОСТ Р.

Основную работу по созданию нормативной технической базы в области авиационной техники проводит технический комитет 323 "Авиационная техника". Данный комитет образован на базе "Союза авиапроизводителей России". За данным техническим комитетом закреплено более 400 национальных стандартов в области авиационной техники.

Однако работы по стандартизации, связанные с авиационной техникой, проводятся и другими техническими комитетами, в частности ТК700 "Математическое моделирование и суперкомпьютерные технологии".

ТК 700 на сегодняшний день разработано более двух десятков стандартов определяющих требования к высокопроизводительным вычислительным системам (супер-ЭВМ), программному обеспечению компьютерного

моделирования, его сертификации, валидации и верификации, к проведению компьютерного моделирования и применению его результатов, цифровым двойникам изделий и авиационных газотурбинных двигателей.

Нормативные правовые акты в области авиационной техники

В соответствии с протоколом Совета Безопасности Российской Федерации от 26.12.2019 № 4 «О развитии цифровых технологий в интересах обороны и безопасности Российской Федерации» в качестве формы оценки соответствия определена «сертификация». Основные требования к сертификации продукции определены Федеральным законом от 27 июля 2002 г № 184-ФЗ «О техническом регулировании», Воздушным кодексом Российской Федерации, ФАП "Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21", ФАП "Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Часть 33" и ещё целым рядом нормативных актов.

В рамках данных нормативных документов допущено применение результатов компьютерного моделирования, но данное требование слабо детализировано.

Проблемы применения результатов компьютерного моделирования

Учитывая требования указанных нормативных актов необходимо создать систему оценки соответствия программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов в форме добровольной сертификации в авиационной отрасли, которая бы функционировала совместно с действующей системой сертификации АТ в целом и авиационных двигателей в частности.

В рамках данной системы должны быть определены правила и порядок проведения работ по верификации программного обеспечения компьютерного моделирования и подтверждения соответствия требованиям ГОСТ Р 57700.39, определяющих допустимую область и условия их применения.

Основной целью создания системы оценки соответствия является подтверждение третьей (независимой) стороной соответствия заявленным или заданным требованиям к функциональным и качественным характеристикам программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов.

Документами, регламентирующими требования, на соответствие которым должна проводиться оценка соответствия программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов, являются документы по стандартизации (национальные и государственные военные стандарты, технические условия, стандарты организаций), проектная спецификация и требования системы оценки соответствия программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов.

Работы по созданию системы оценки соответствия программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов при создании образцов АТ целесообразно провести с участием ведущих отраслевых институтов, а также других заинтересованных организаций. В рамках совместного решения о создании системы оценки соответствия программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов необходимо выработать решения по следующим пункта:

- установить форму оценки соответствия, учитывая, что добровольное подтверждение соответствия в форме добровольной сертификации не может быть единственным в соответствии со ст. 20 Федерального закона от 27 июля 2002 г № 184-ФЗ «О техническом регулировании»;
- идентифицировать объект оценки соответствия (программное обеспечение компьютерного моделирования конкретных физических процессов);
- определить перечень качественных и функциональных характеристик программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов, которые должны быть подтверждены;
- сформировать облик системы оценки соответствия;
- определить участников системы оценки соответствия;
- обучить участников системы оценки соответствия;
- создать инфраструктуру системы оценки соответствия и обеспечить ее функционирование.

В целях определения порядка проведения верификации программного обеспечения компьютерного моделирования:

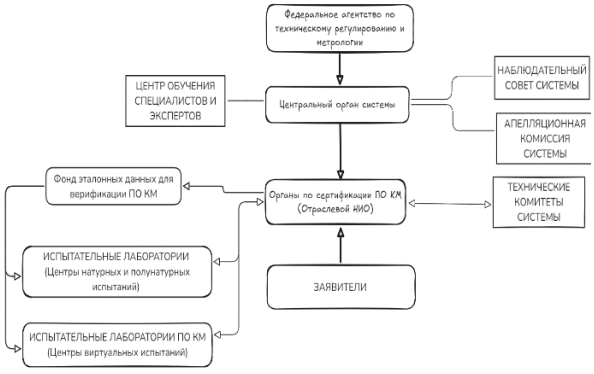
- организовать специализированный фонд, в рамках которого будет осуществляться депонирование программного обеспечения

компьютерного моделирования физических процессов и данных для его верификации;

- разработать комплекс программных средств для управления фондом эталонных данных;
- разработать комплекс организационно-технических документов, устанавливающих общий порядок проведения работ по верификации программного обеспечения компьютерного моделирования физических процессов и выдачи удостоверяющих документов, определяющих допустимую область и условия их применения.

На рисунке ниже представлена предлагаемая организационная структура системы оценки соответствия, которая состоит из:

- наблюдательного совета системы;
- центрального органа системы;
- органа по сертификации (аккредитованный в соответствии в установленном законодательством Российской Федерации порядке), включая экспертов органа по сертификации;
- апелляционной комиссии;
- учебного подразделения по подготовке экспертов (учебный центр системы);
- испытательных лабораторий (центры виртуальных испытаний, центры натурных и полунатурных испытаний, созданные на базе отраслевых научных центров);
- заявителей;
- держателей сертификатов.



Заключение

На сегодняшний день в государстве созданы нормативные основы для применения результатов компьютерного моделирования, которые требуют дальнейшей апробации и развития, что невозможно без создания соответствующей системы оценки соответствия.

ОСНОВНЫЕ ПРИЧИНЫ ОТСУТСТВИЯ СНИЖЕНИЯ ОБЪЕМОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В УСЛОВИЯХ РАЗВИТИЯ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

И.Л. Гладкий
АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В работе представлен обзор основных причин, по которым даже в условиях развития методов математического моделирования, количество объемов и видов экспериментальных исследований, связанных с прочностью газотурбинных двигателей не снижается, и даже, в некоторых случаях, увеличивается.

MAIN REASONS FOR THE LACK OF DECREASE IN THE VOLUME OF EXPERIMENTAL RESEARCH IN THE CONDITIONS OF DEVELOPMENT OF MATHEMATICAL MODELING METHODS

I.L. Gladkiy
UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia

The paper presents an overview of the main reasons why, even with the development of mathematical modeling methods, the volume of experimental research and number of its types related to the strength of jet engine parts does not decrease, and even, in some cases, increases.

Начиная с 90-х годов прошлого века, в Российской Федерации стали доступны зарубежные программные продукты для численного анализа напряженно-деформированного состояния и прочности, а также более доступны зарубежные, мощные для того времени вычислительные комплексы и персональные ЭВМ, дав, таким образом, очередной толчок применения и развития в области газотурбостроения методов математического моделирования (ММ). При этом, ожидалось (и пропагандировалось, и пропагандируется, иногда, до сих пор) что развитие методов ММ будет сопровождаться снижением объемов экспериментальных исследований по причине частичной замены ММ экспериментальных исследований и повышения с помощью ММ качества и информативности эксперимента.

Однако практика показывает, что несмотря на развитие с каждым годом как быстродействия вычислительной техники, так и методов ММ, объем экспериментальных исследований в области прочности газотурбинных двигателей не снижается, а наоборот увеличивается. Причина этого явления лежит в совершенно другой плоскости, чем возможности вычислительной техники и связана с постоянными изменениями конструкции, материалов, технологии изготовления, требований обеспечения безопасности эксплуатации газотурбинной техники. Можно привести несколько примеров таких изменений.

Например, для авиационных двигателей середины и конца 20-го века были характерны ресурсы на уровне нескольких тысяч часов, подтверждавшихся путем эквивалентных испытаний полноразмерного двигателя по специальному циклу, при этом на первом месте были вопросы подтверждения длительной прочности лопаток горячей части турбины. Для двигателей начала 21 века предъявляются требования по ресурсу в несколько десятков тысяч часов. При таких ресурсах наряду с вопросами длительной прочности начали вставать до этого не исследованные вопросы появления дефектов малоцикловой усталости (МЦУ) из-за циклически изменяющихся в полете нагрузок и вопросы развития до опасных размеров существующих дефектов материала и дефектов производства. То есть потребовалось назначать ресурсы не только по длительной прочности, но и циклические ресурсы, определяемые МЦУ, а также интервалы инспекций, определяемые трещиностойкостью. Для исследования этих новых механизмов накопления повреждений было вынужденно проведено огромное количество экспериментальных работ: создание установок поузловой доводки и циклические испытания множества деталей на этих установках, экспериментальные исследования нестационарного теплового состояния по полетному циклу, экспериментальное определение характеристик МЦУ и трещиностойкости множества материалов, и т.д. и т.п. Данный пример иллюстрирует то, что отработка методов ММ длительной прочности лопаток на ресурс несколько тысяч часов помогла бы сократить количество испытаний двигателей в 20-м веке, но никак не помогла бы снизить количество экспериментальных работ для двигателей 21-го века. Данный пример иллюстрирует также то, что повышение требований к параметрам двигателей провоцирует появление совершенно ранее не

исследованных явлений и повреждающих факторов, исследование которых начинается, естественно, с экспериментальных работ.

Требования к газотурбинным двигателям постоянно ужесточаются. Идет конкуренция в удельных характеристиках двигателей. Требование снижения массы и расхода топлива решаются путем применения новых материалов, повышения параметров рабочего процесса – степени сжатия и температуры, применения новых конструктивных решений. Требования снижения стоимости изготовления деталей приводит к внедрению новых технологий изготовления. Все это провоцирует необходимость дополнительных экспериментальных исследований в том числе в области прочности.

Например, эволюция рабочих лопаток вентилятора от бандажированных металлических ПС-90А к полой широкохордной, изготовленной сверхпластической формовкой и сваркой давлением для ПД-14 и далее – к композитной лопатке ПД-35 приводит к необходимости экспериментальных исследований многих эффектов: влияние технологии изготовления на усталостные характеристики лопатки; опасность развития внутренних дефектов; отработка новых методов неразрушающего контроля, стойкость к повреждению посторонними предметами, стойкость к внешним воздействующим факторам, стойкость к воздействию молнии, влияние совместного действия малоцикловой и многоцикловой усталости и многое, многое другое. Причем, естественно, из-за кардинального отличия материалов и технологии изготовления, отработка методов ММ по любому из этих факторов для одной лопатки, не может быть перенесена на другую лопатку без дополнительных экспериментальных исследований.

По причине развития и изменения конструкции газотурбинных двигателей, внедрения новых материалов, изменения технологии изготовления деталей, изменяются и требования Норм летной годности [1] воздушных судов, соответствие которым подтверждается, в основном, экспериментально.

Таким образом, основным факторами, препятствующими снижению объемов экспериментальных работ в условиях развивающихся методов ММ и возможностей вычислительной техники, являются:

- изменение конструкции деталей и узлов;
- внедрение новых материалов (в том числе порошковые материалы, ПКМ, интерметаллиды и др.);
- внедрение новых технологий изготовления деталей и узлов (в том числе аддитивные технологии, RTM для композитов, 3D ткачество для композитов и др.);
- повышение параметров рабочего цикла двигателей;
- изменение сертификационных требований к двигателям.

Основные причины, по которым, на данный момент, невозможно заменить сертификационные испытания математическим моделированием:

- намного большая прозрачность результатов эксперимента по сравнению с результатами ММ;
- намного меньшее влияние человеческого фактора (возможность ошибки) при подготовке эксперимента, чем при ММ;
- меньшая возможность подлога при проведении эксперимента, чем при ММ;
- сложность и взаимовлияние физических и химических процессов, протекающих внутри двигателя, отсутствие верифицированных мультисистемных математических моделей.

Список использованных источников

[12] Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. // МАК: Отв. Ред. В. К. Куевда., Москва / изд. ОАО «Авиаиздат», 2012. – 78 с.

ЦИФРОВИЗАЦИЯ МЕТОДИК ОЦЕНКИ ЗРЕЛОСТИ АВИАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И ИХ ГОТОВНОСТИ К ИНТЕГРАЦИИ

Б.А. Руденко, Р.А. Рызванов, К.К. Карапузов
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

В данной работе описаны программные средства, разработанные сотрудниками ФАУ «ЦАГИ» для цифровой поддержки методик, описанных в ГОСТах, разработанных НИЦ им. Н.Е. Жуковского.

DIGITAL REALIZATION OF METHODOLOGIES FOR EVALUATION OF READINESS LEVELS IN AVIATION TECHNOLOGIES AND THEIRS READINESS FOR INTEGRATION

B.A. Rudenko, R.A. Ryzvanov, K.K. Karapuzov
TsAGI, Zhukovsky, Russia

In current work software applications are described, it were made by TsAGI employees for digital support of methodologies, described in state standards. These standards are made by National research center named after N.E. Zhukovsky.

1. Введение

В ходе процесса проектирования современных летательных аппаратов (ЛА) необходимо оценивать не только уровни готовности технологий, но и уровни взаимной интеграции технологий, и то как эти интеграции влияют на уровень готовности системы, для того, чтобы предвидеть, где могут возникнуть сложности в разработке технологий или их интеграции.

2. Основной подход

В современных условиях методикам управления проекта, вследствие усложнения и повышения количества обрабатываемой информации, требуется поддерживающее программное обеспечение. Одним из подходов является применение баз данных, поскольку если сущность технологии описывается множеством несвязанных таблиц (таблицы в word, excel), то сложно отслеживать изменения в данном множестве. Нужен инструмент, который будет отслеживать правильность связей в данных таблицах, чтобы при внесении изменений не испортить информацию.

Одними из методик управления авиационными проектами являются адаптированные международные методики оценки готовности технологий, оценки уровней готовности интеграции, расчета уровня готовности системы, управление требованиями и другие. В настоящее время в России разработаны адаптированные для авиации ГОСТы, например, ГОСТ 58048-2017 (методы оценки готовности).

В соответствии с перечисленным стандартом в институте были разработаны следующие программные средства:

Программный комплекс для оценки Уровней Готовности Интеграции (УГИ) и Уровня Готовности Систем (УГС) авиационных технологий. Данный комплекс состоит из двух связанных между собой Приложений: Приложение_1(УГИ) – для оценки значений Уровней Готовности попарных Интеграций технологий и Приложение_2(УГС) – для расчета и идентификации значения УГС системы авиационных технологий.

1. Приложение_1 (УГИ**)** УГИ-калькулятор разработано на основе системы управления базами данных (СУБД) MS Access и предназначено для оценки попарных значений Уровней Готовности Интеграции – **УГИ$_{ij}$** системы технологий. Приложение представляет собой классическую СУБД, состоящую из 6-ти реляционных таблиц, 8-ми форм (из них – три справочника по ГОСТ Р 58048-2017) и отчёта.

Для более точной оценки УГИ сформирован чек-лист с вопросами по уровням УГИ (это является методологическим улучшением, поскольку в ГОСТ 58048-2017 приведены только названия самих уровней).

Чек-лист с вопросами формируется с учётом выбранного уровня УГИ [3]. Вид чек-листа для УГИ 3 показан на рисунке (Рис. 1).

Уровни интеграции оценивают эксперты. Эксперту-оценщику с целью получения более точной оценки рекомендуется проставить соответствие (Да/Нет?) оцениваемой пары технологий вопросам чек-листа. В полях – «Примечания» формы (нижняя часть) – автоматически делается заключение о соответствии пары технологий выбранному УГИ на основании доли «положительных» ответов. В поле «Доля положительных ответов в %» для наглядности используется условное форматирование цветом.

Приложение может использоваться для оценки УГИ выделенной пары технологий или системы n технологий.

Рекомендуется, в том случае, когда оценка соответствия ниже 75% (пороговое значение) понизить УГИ на один уровень и провести оценку $УГИ_{nm}$ повторно с использованием вопросов чек-листа более низкого (предыдущего) уровня.

2. Приложение_2(УГС) предназначено для количественного расчёта Уровня Готовности Системы (УГС) технологий и идентификации полученного значения по 5-ти бальной шкале [1]. Как известно, оценка УГС является производной оценкой, зависящей от $УГТ_n$, входящих в состав единой системы, и попарных $УГИ_{nm}$ взаимодействующих пар.

Вопрос_УГИ_текст	Соответствие_вопросу_чек_листа_Да/Нет?
1. Проведено предварительное моделирования /или аналитические исследования, чтобы выявить риски и произведена оценка на совместимость технологий	☑
2. Определены (первоначальный вариант) риски совместимости и соответствующие стратегии их уменьшения для технологий интеграции	☑
3. Определены (первоначально) требования к испытаниям интеграции	☑
4. Завершены диаграммы высокоуровневой системы	☑
5. Определены требования к интерфейсам на концептуальном уровне	☑
6. Завершена инвентаризация внешних интерфейсов	☑

Рис. 1. Вид чек-листа для УГИ

TRL	Описание УГТ		IRL	Описание УГИ
9	Доказательство готовности системы к эксплуатации (в воздухе) через ее успешное функционирование в ходе выполнения полетов.	Демонстрация	9	Интеграция подтверждена в успешной работе.
8	Завершение разработки и подтверждение пригодности системы в ходе летных испытаний и демонстрации (на земле и в воздухе).		8	Интеграция завершена и подтверждена испытаниями.
7	Демонстрация прототипа в условиях его будущей эксплуатации (земля, воздух, космос).		7	Произведена валидация и верификация технологий интеграции.
6	Демонстрация систем/подсистем модели или прототипа в релевантной среде.	Разработка Интеграция	6	Технологии могут принимать, обрабатывать, структурировать информацию для дальнейшего использования.
5	Компонент и/или макет средней точности. Валидация в релевантной среде.		5	Существует необходимый контроль над интеграцией, который позволяет устанавливать, управлять и прекращать интеграцию.
4	Компонент и/или макет низкой точности, который демонстрирует только функциональные возможности. Валидация в лабораторной среде.		4	Достигнут достаточный уровень качества и уверенности в интеграции технологий.
3	Подтверждение критических параметров и/или характеристик концепции аналитическим или экспериментальным методами.	Исследование Интерфейс	3	Налажено взаимодействие между технологиями.
2	Формулировка концепции технологии и/или сферы ее применения.		2	На достаточном уровне определено взаимодействие между технологиями через их интерфейс.
1	Анализ и утверждение базовых принципов технологии.		1	Интерфейс между технологиями идентифицирован в достаточной степени для определения отношений этих технологий.

Уровни готовности технологии — Уровни готовности интеграции

Рис. 2. Связь уровней готовности технологий и уровней готовности интеграции

При разработке Приложения_2(УГС) использовалась методология, подробно описанная в литературе [1,2,3]. В основе методологии - перемножение матриц со значениями УГТ:

$$[УГТ]_{n\times 1} = \begin{bmatrix} УГТ_1 \\ УГТ_2 \\ \dots \\ УГТ_n \end{bmatrix} \quad (1)$$

И матрицы со значениями попарных УГИ:

$$[УГИ]_{n,n} = \begin{bmatrix} УГИ_{11} & УГИ_{12} & \cdots & УГИ_{1n} \\ УГИ_{21} & УГИ_{22} & \cdots & УГИ_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ УГИ_{n1} & УГИ_{n2} & \cdots & УГИ_{nn} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Далее последовательно в Приложении_ 2(УГС) производится нормализация (деление всех значений на 9), осреднение полученного значения УГС в зависимости от численного значения. Данные из Приложение_1(УГИ) – Таблица0_Главная_таб_оценки_УГИ_технологий экспортируются в Таблицу Excel Приложения 2(УГС) с одноименным названием (Рис. 3, матрица не полная, показана часть для примера). Далее производиться расчет УГС: [УГС]=[УГИ]*[УГТ] (3).

УГТ			Номер интегрируемой технологии Б				
			1	2	3	4	5
2	Номер интегрируемой технологии А	1	9	2	3	3	3
2		2	2	9	3	3	3
2		3	3	3	9	3	3
3		4	3	3	3	9	3
3		5	3	3	3	3	9
3		6	3	3	3	3	3
2		7	3	2	3	3	3
1		8	2	2	2	2	3
1		9	2	2	2	2	3

Рис. 3. Матрица с результатами попарных сравнений УГИ

Идентификация УГС в зависимости от количественного результата осуществляется по 5-ти уровневой шкале [1, п.5.4.3].

На представленное программное обеспечение получено авторское свидетельство №2025614966 (Рис. 4).

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2025614966

«Программный комплекс для оценки Уровней Готовности Интеграции (УГИ) и Уровня Готовности Систем (УГС) авиационных технологий»

Правообладатель: *Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (RU)*

Авторы: *Карапузов Константин Кириллович (RU), Руденко Борис Александрович (RU), Рызванов Ренат Амерович (RU)*

Заявка № 2025613462
Дата поступления 24 февраля 2025 г.
Дата государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ *27 февраля 2025 г.*

Руководитель Федеральной службы по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

Рис. 4. Свидетельство на программное обеспечение

3. Заключение

Предложенная программная реализация позволяет подробно рассматривать вопросы взаимной интеграции технологий, выявлять вопросы, связанные с повышенном риском для дальнейшей проработки. Графический интерфейс позволяет пользователю удобно взаимодействовать с базой данных и строить отчетные материалы.

Список использованных источников

[1] ГОСТ Р 58048-2017 Трансфер технологии. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий.

[2] Brian J. Sauser «Defining an Integration Readiness Level for Defense Acquisition» International Symposium of the International Council on Systems Engineering (INCOSE) Singapore, July 20-23, 2009.

[3] Баданов А.Ю. Рызванов Р.А. «Адаптация лучших мировых практик по оценке уровней готовности технологий, уровней готовности интеграции, системного уровня готовности.» Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2017 №4-1 С. 71-82.

МЕТОДЫ ВЕКТОРИЗАЦИИ ВЫЧИСЛЕНИЙ В ЗАДАЧАХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.А. Рыбаков[1]
[1] Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт», Москва, Россия

Векторизация - низкоуровневая оптимизация программного кода, позволяющая достичь кратного ускорения суперкомпьютерных приложений. Все основные современные микропроцессорные архитектуры поддерживают векторные вычисления, наблюдается тенденция на увеличение размера вектора. В докладе рассмотрены проблемы векторизации программного контекста различного вида с использованием набора инструкций AVX-512. Рассмотренные примеры тестировались на линейке микропроцессоров Intel, начиная с Intel Xeon Phi Knights Landing. Результаты исследований нашли свое отражение в ряде проектов МСЦ РАН, ЦИАМ им. П.И. Баранова и НИЦ «Курчатовский институт».

CALCULATIONS VECTORIZATION METHODS IN PROBLEMS OF SUPERCOMPUTER MODELING

A.A. Rybakov[1]
[1] National Research Centre "Kurchatov Institute", Moscow, Russia

Vectorization is a low-level optimization of program code that allows achieving multiple acceleration of supercomputer applications. All major modern microprocessor architectures support vector calculations, and there is a tendency to increase the vector size. The report considers the problems of vectorization of various types of program contexts using the AVX-512 instruction set. The considered examples were tested on a line of Intel microprocessors, starting with Intel Xeon Phi Knights Landing. The research results were reflected in projects of the JSCC RAS, Central Institute of Aviation Motors, and the National Research Center "Kurchatov Institute".

Векторные инструкции представлены во всех современных микропроцессорных архитектурах – x86, ARM, Power, «Эльбрус», LoongArch, Sunway – однако наиболее перспективным является набор векторных инструкций AVX-512, поддерживающий выборочную обработку элементов векторов с помощью векторных масок [1].

В качестве программного контекста, удобного для применения векторизации, можно рассмотреть плоский цикл [2]. Основная идея плоского цикла состоит в объединении нескольких вызовов (в количестве, равном ширине векторизации w) скалярной функции в единую векторную реализацию (рис. 1). Здесь w экземпляров функции fun со скалярными параметрами и скалярным результатом объединены в функцию FUN с векторными параметрами и векторным результатом.

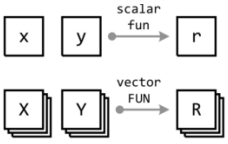


Рис. 1. Схема выполнения скалярной функции fun и аналогичной векторной функции FUN

В качестве плоского цикла рассматривается цикл for, в котором индуктивная переменная i последовательно принимает значения от 0 до w − 1 (for (int i = 0; i < w; ++i)). К плоскому циклу предъявляются следующие требования. На i-ой итерации все обращения к данным на запись имеют вид a[i], а обращения к данным на чтение либо имеют вид a[i], либо являются чтением скаляров. Все массивы данных, обращение к которым на i-ой итерации цикла имеет вид a[i], выровнены в памяти на размер вектора. В цикле отсутствуют межитерационные зависимости. Программный контекст, удовлетворяющий требованиям, предъявляемым к плоским циклам, является удобным для векторизации, а логика работы многих векторных инструкций может быть представлена в виде плоского цикла и записана в предикатной форме. При компоновке программного кода в виде композиции плоских циклов векторизация зачастую может быть применена автоматически оптимизирующим компилятором. При отклонении от требований плоского цикла (квазиплоский цикл) автоматическая векторизация также может быть выполнена, однако ее эффективность при этом

снижается. При отказе от автоматической векторизации, она может быть выполнена с помощью функций-интринсиков [3, 4].

2 Методы векторизации плоских циклов

Для подготовки программного контекста для автоматической векторизации целесообразно использовать хранение обрабатываемых данных в виде «набора массивов» вместо «массива структур», обеспечивая таким образом возможность объединения операций чтения/записи элементов данных на соседних итерациях плоского цикла в широкие векторные команды чтения/записи.

Хотя возможна векторизация плоского цикла с телом практически произвольного вида, основной причиной отказа от автоматической векторизации является наличие команд передачи управления внутри тела плоского цикла (операторы if, switch, break и другие). Для удаления команд передачи управления могут быть применены оптимизации расщепления цикла по условию (для константных условий) или выноса маловероятного региона из цикла (для неконстантных условий) [5].

Универсальной оптимизаций для устранения условий внутри тела плоского цикла является слияние путей исполнения по условию с помощью постановки операций из параллельных линейных участков под соответствующие предикаты (рис. 2).

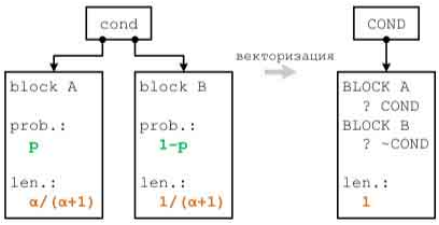


Рис. 2. Слияние двух линейных участков по условию

Эффективность такой оптимизации падает экспоненциально с ростом количества условий внутри тела плоского цикла. Несколько повысить эффективность векторизации для отдельных приложений можно с помощью проверки векторной маски на пустоту перед выполнением векторизованного блока.

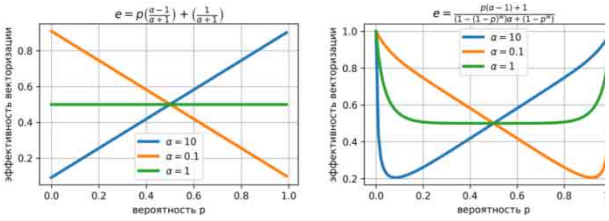


Рис. 3. Зависимость эффективности векторизации от вероятности условия p и разных отношений длин линейных участков α = 10, 0.1, 1 при простом слиянии (слева) и с проверкой векторной маски (справа)

Проверку векторных масок целесообразно выполнять для программного кода задач моделирования физических процессов, для которых характерно большое количество пустых масок.

Для повышения эффективности векторизации необходимо повышать плотность векторных масок. Этого можно добиться с помощью объединения и комбинирования масок соседних векторных блоков [6]. Суть объединения векторных масок заключается в следующем. Если есть два соседних векторных блока in_data_1 → block → out_data_1 и in_data_2 → block → out_data_2, которые должны выполняться под разными векторными масками mask_1 и mask_2, и в дополнение к этому для этих масок выполнено условие (mask_1 & mask_2) == 0x0 (то есть маски не пересекаются), то вычисление этих двух соседних блоков можно объединить. Вместо последовательного выполнения двух векторных блоков можно объединить входные данные in_data_1 и in_data_2 с помощью слияния in_data = blend(mask_1, in_data_2, in_data_1), после чего выполнить тот же блок вычислений под маской mask_1 | mask_2. Ввиду отсутствия пересечения векторных масок в результирующих выходных данных out_data будут содержаться как необходимые элементы данных out_data_1, так и необходимые элементы данных out_data_2. Последним действием, которое нужно выполнить, является извлечение из объединенного результата out_data данных out_data_1 и out_data_2 (рис. 4).

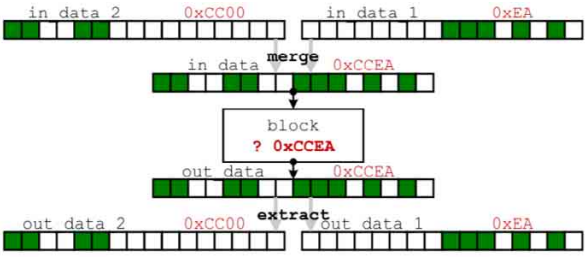


Рис. 4. Схема векторизации с объединением векторных масок

Комбинирование масок позволяет похожим образом объединять векторные блоки, но уже для пересекающихся масок. Оптимизации объединения и комбинирования векторных масок добавляют накладные расходы на подготовку данных и извлечение результата, но сокращают количество векторных блоков.

Особым случаем векторизации плоского цикла является случай, когда тело плоского цикла само содержит вложенные гнезда циклов (внутренние циклы). В этом случае эффективность векторизации

критическим образом зависит от характера внутренних циклов. В наиболее простом случае, когда количество итераций внутренних циклов постоянно, условия выхода из внутренних циклов не меняются при векторизации, что обеспечивает наилучшую эффективность векторизации. Если количество итераций внутренних циклов непостоянно, то сами условия выхода из внутренних циклов необходимо векторизовать (рис. 5).

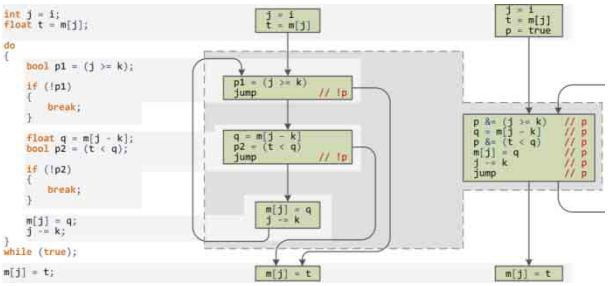


Рис. 5. Схема перевода тела внутреннего цикла в предикатную форму для последующей векторизации

Эффективность векторизации такого программного контекста зависит от того, как меняется условие выхода из внутреннего цикла. Если это условие меняется достаточно медленно (регулярное количество итераций внутреннего цикла), то в векторизованной версии внутреннего цикла маска выполнения итераций обнуляется достаточно быстро. Если же условие выхода меняется непредсказуемым образом (нерегулярное количество итераций внутреннего цикла), то в векторизованной версии внутреннего цикла будет большое количество почти пустых масок, что приводит к сильному падению эффективности векторизации [7].

3 Заключение

По результатам проведенных исследований была собрана статистика по векторизации программного контекста различного вида: операции над матрицами малой размерности, функции из приближенных газодинамических решателей, а также точного римановского решателя, функции обработки граничных условий с помощью метода погруженной границы, функции для работы с геометрическими примитивами, а также примеры циклов с нерегулярным количеством итераций и другие.

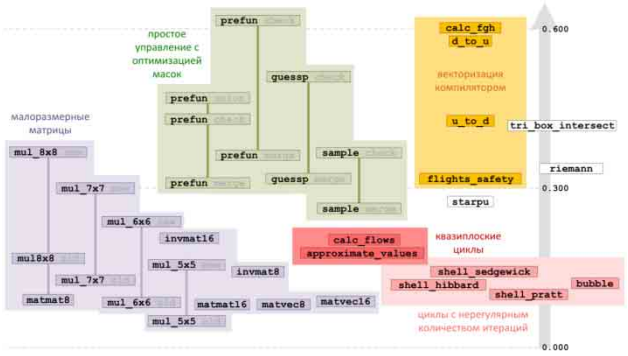


Рис. 6. Карта эффективности векторизации

Для всех рассмотренных функций была замерена эффективность векторизации на микропроцессоре Intel Xeon Phi Knights Landing и результаты собраны на рис. 6.

Из карты можно сделать вывод, что наиболее неудобным программным контекстом для векторизации являются гнезда циклов с нерегулярным количеством итераций, а также квазиплоские циклы, то есть циклы, нарушающие некоторые требования, предъявляемые к плоским циклам (дополнительная косвенность при обращении в память, невыровненность данных и другие). Наиболее удобным контекстом для векторизации являются плоские циклы с простым управлением и применением проверок и объединения масок.

Список использованных источников

[1] Intel 64 and IA-32 architectures software developer's manual. Combined volumes: 1, 2A, 2B, 2C, 2D, 3A, 3B, 3C, 3D, and 4. // Order number: 325462-087US, march 2025.

[2] Savin G. I., Shabanov B. M., Rybakov A. A., Shumilin S. S. Vectorization of flat loops of arbitrary structure using instructions AVX-512. // Lobachevskii Journal of Mathematics, 2020, Vol. 41, No. 12, p. 2566-2574.

[3] Intel Intrinsics Guide, https://alouettesu.github.io/Intrinsics/ (дата обращения 01.05.2025)

[4] Shabanov B. M., Rybakov A. A., Shumilin S. S. Vectorization of high-performance scientific calculations using AVX-512 instruction set. // Lobachevskii Journal of Mathematics, 2019, Vol. 40, No. 5, p. 580-598.

[5] Шабанов Б. М., Рыбаков А. А., Чопорняк А. Д. Оптимизации, применяемые к графу потока управления программы для повышения эффективности векторизации плоских циклов. // Труды НИИСИ РАН, 2021, Т. 11, № 2, с. 11-19.

[6] Рыбаков А.А. Векторизация циклов с условными операциями с помощью комбинирования векторных масок. // Современные информаци-

онные технологии и ИТ-образование, 2024, Т. 20, № 3, с. 520-534.

[7] Рыбаков А. А., Шумилин С. С. Исследование эффективности векторизации гнезд циклов с нерегулярным числом итераций. // Программные системы: Теория и алгоритмы, 2019, Т. 10, № 4 (43), с. 77-96.

ПРОБЛЕМЫ ШИРОКОГО ПРИМЕНЕНИЯ ВЫСОКОПРОИЗВОДИТЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ИНЖЕНЕРНЫХ ЗАДАЧ

И.А. Свадковский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В данной работе рассматриваются основные проблемы применения высокопроизводительных вычислений для решения сложных инженерных задач в промышленности, а также возможные пути их решения. Наука, образование и промышленность сталкиваются с отсутствием необходимого типа и объёма вычислительных мощностей.

PROBLEMS OF WIDE APPLICATION HIGH PERFORMANCE COMPUTING FOR SOLVING ENGINEERING TASKS

I.A. Svadkovskii
Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow

This paper examines the main application problems of high-performance computing for solving complex engineering tasks in industry, as well as possible ways to solve them. Science, education and industry face a lack of necessary type and computing power amount.

В настоящее время наиболее производительные суперкомпьютерные системы в России принадлежат коммерческим компаниям, основной областью применения которых являются задачи в области искусственного интеллекта. По данным всемирного рейтинга Top-500 [1], коммерческий сектор в России обеспечивает ~95% представленных там мощностей суперкомпьютерных систем страны. Так суммарная пиковая производительность вычислительных машин Яндекс составляет порядка ~70 Пфлопс («Червоненкис» - 29,4 Пфлопс; «Галушкин» - 20,6 Пфлопс; «Ляпунов» - 20,0 Пфлопс), производительность суперкомпьютеров СБЕР составляет ~23,6 Пфлопс («Кристофари Нео» - 14,9 Пфлопс; «Кристофари» - 8,7 Пфлопс). Эта ситуация кардинально отличается от общемировой. Около 55% всех мощностей в мировом рейтинге Top-500 относятся к научно-образовательному сектору, около 33% – к промышленности, на технологические компании приходится порядка 4,8%, и еще 6,2% – к государственным суперкомпьютерам. Что касается обеспеченности науки суперкомпьютерными мощностями, то единственным российским суперкомпьютером в академическом секторе, который вошел в Top-500, является «Ломоносов-2» с пиковой производительностью в 4,9 Пфлопс. В то же время вне рейтинга Top-500 существуют два российских центра, производительность систем которых составляет более 1 Пфлопс: НИЦ «Курчатовский институт» (~3 Пфлопс), СПбПУ (1,6 Пфлопс).

Таким образом, в промышленности, науке и образовании существует острый дефицит высокопроизводительных вычислительных систем, в полной мере отвечающих потребностям этих отраслей, как с точки зрения доступного объёма ресурсов, так и с точки зрения используемой вычислительной архитектуры. Повышение качества изделий промышленности при их проектировании невозможно без решения сложных инженерных задач. На этапах проектирования, решение этих задач, проводится с помощью компьютерного моделирование физических процессов, что заменяет эксперимент. Достоверное компьютерное моделирование требует использование больших вычислительных ресурсов, а описание физических явлений, например, нестационарности газового потока, турбулентности, горения и т.д., требует усложнения компьютерных моделей.

Подавляющее большинство компьютерных моделей реализовано для универсальных процессоров.

Инженерные задачи в данных областях обладают ярко выраженной спецификой:

– Сложные численные схемы с ветвлениями: Решения уравнений Навье–Стокса или уравнений Эйлера требуют схем с учётом ударных волн, турбулентности, пограничных слоев, что ведёт к множеству условий и разветвлений в коде программ.

– Нерегулярные сетки и адаптивное разбиение: При моделировании сложной геометрии возникает необходимость в использовании неструктурированных сеток, которые сложно эффективно обрабатывать на GPU.

– Плотная коммуникация между расчетными узлами: Особенно для задач с большим количеством степеней свободы и для трехмерного моделирования. Требуется большой объём и высокая пропускная способность памяти и эффективная передача данных между вычислительными узлами.

Все эти особенности предполагают использование архитектур, позволяющих гибко производить расчеты со сложной логикой, поддерживая высокую точность вычислений.

Универсальные процессоры характеризуются способностью обрабатывать последовательный, ветвящийся и условный код с высокой эффективностью. Для задач гидро- и газодинамики, где алгоритмы часто требуют изменения порядка выполнения в зависимости от характеристик потока, такие особенности универсальных процессоров являются серьёзным преимуществом.

Необходимо отметить, что многие численные схемы требуют двойной точности (double precision, FP64), которую некоторые GPU пока поддерживают не в полном объёме или с заметными ограничениями в производительности. CPU изначально проектируются для задач с высокой точностью.

Большинство коммерческого инженерного программного обеспечения, таких как ANSYS Fluent, OpenFOAM [2], STAR-CCM+, оптимизированы для работы на универсальных процессорах. Эти ограничения справедливы и для ПО собственной разработки, так называемых in-house кодов, которые были созданы задолго до появления графических ускорителей и оптимизированы для исполнения на CPU.

Коды, выполняемые на CPU, проще отлаживать, они более стабильны при работе с численно жёсткими задачами.

Суперкомпьютерные кластеры на базе CPU демонстрируют существенную масштабируемость при увеличении числа узлов, особенно при использовании высокоскоростных коммуникационных протоколов (InfiniBand, Omni-Path). Это критично при решении хорошо масштабируемых больших задач.

Несмотря на активное развитие и внедрение GPU в научные вычисления, их использование имеет ряд ограничений, особенно при решении сложных инженерных задач в гидродинамике и газодинамике:

1. GPU демонстрируют высокую производительность при параллельной обработке однородных данных по предопределенному алгоритму. Однако, при наличии большого количества ветвлений и нерегулярного доступа к памяти, производительность резко снижается.

2. Графическим ускорителям трудно эффективно обрабатывать нерегулярные сетки из-за дополнительных задержек при доступе к памяти.

3. На некоторых GPU двойная точность представлена урезанными блоками с пониженной производительностью.

4. недостаточный объем локальной памяти на большинстве современных GPU ускорителей, для решения сложных инженерных задач требуется более 100 Гбайт.

Несмотря на развитие таких фреймворков, как CUDA, HIP, OpenACC и SYCL, большая часть промышленного и академического ПО ориентирована прежде всего на CPU. Переписывание кода под GPU требует значительных ресурсов, в том числе на верификацию и тестирование.

Во многих крупнейших научных институтах и инженерных центрах (например, Ливерморская национальная лаборатория, NASA) основная инфраструктура суперкомпьютеров по-прежнему строится на основе универсальных вычислительных архитектур – процессорах семейства Intel Xeon, AMD EPYC. Это объясняется необходимостью максимально гибкой работы с инженерными кодами и использования библиотек PETSc, METIS, Trilinos, Intel MKL, OpenMP и др.

На сегодняшний день универсальные процессоры остаются основным вычислительным ресурсом в суперкомпьютерных системах при решении инженерных задач. Их гибкость, модульность, устойчивость к сложным численным схемам и богатое программное сопровождение делают их незаменимыми при решении задач высокой сложности. Несмотря на очень высокую теоретическую производительность GPU, их использование эффективно лишь в ограниченном числе задач с однородной структурой, высокой степенью параллелизма и низкой долей ветвлений.

Таким образом, при создании или модернизации современной суперкомпьютерной системы необходимо, в первую очередь, учитывать особенности существующего прикладного программного обеспечения. Очевидно, что в зависимости от решаемых задач и характера оптимизации программ необходимо выбирать вычислительную архитектуру. Оптимальным решением является создание гибридной суперкомпьютерной системы, в которой количество вычислительных узлов на базе разных архитектур распределено пропорционально объёму расчётных задач, и, как следствие, типу используемого для их

решения программного обеспечения. Вместе с тем, необходима постоянная, непрерывная оптимизация и валидация программных модулей под современные архитектуры, это позволит не просто выбрать лучшее аппаратное решение, но и повышать скорость выполнения задач на конкретной архитектуре.

Список использованных источников

1. Dongarra J., Meuer H., Strohmaier E. Top500 Supercomputer Sites -официальный сайт рейтинга суперкомпьютеров мира. - URL:https://www.top500.org/ (дата обращения: 19.06.2025).

2. OpenFOAM® User Guide. The OpenFOAM Foundation Ltd., 2023. URL: https://www.openfoam.com/documentation/user-guide/ (дата обращения: 02.05.2024).

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В.В. Шмелев[1], М.Л. Сазонова[1], М.Н. Жестков[1], А.В. Февральских[1]
[1] ООО «ТЕСИС», Москва,

В работе представлены результаты применения метода определения продольных аэродинамических характеристик несущей поверхности по результатам численного моделирования. Особенностью метода является исследование зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления от квадрата коэффициента подъемной силы, а также зависимости коэффициента момента тангажа от коэффициента подъемной силы. В качестве объекта исследования принята компоновка легкого беспилотного летательного аппарата по схеме «летающее крыло» на дозвуковых режимах движения. Результаты численного моделирования в программе FlowVision приведены в сравнении с опорными данными – результатами моделирования в программе DLR-TAU.

METHOD FOR DETERMINING LONGITUDINAL AERODYNAMIC CHARACTERISTICS BASED ON NUMERICAL SIMULATION RESULTS

V.V. Shmelev[1], M.L. Sazonova[1], M.N. Zhestkov[1], A.V. Fevralskikh[1]
[1] Tesis Ltd.

The paper presents the results of applying the method for determining the longitudinal aerodynamic characteristics of the lifting surface based on the results of numerical modeling. The peculiarity of the method is the study of the dependence of the aerodynamic drag coefficient on the square of the lift coefficient, as well as the dependence of the pitch moment coefficient on the lift coefficient. The object of the study is the layout of a light unmanned aerial vehicle according to the "flying wing" scheme in subsonic motion modes. The results of numerical modeling in the FlowVision program are compared with the reference data - the results of an experiment in a wind tunnel and calculations using DLR-TAU program.

1 Постановка задачи

Продольные аэродинамические характеристики летательного аппарата (ЛА) определяются в скоростной (поточной) системе координат X_a, Y_a при его установившемся движении (рисунок 1).

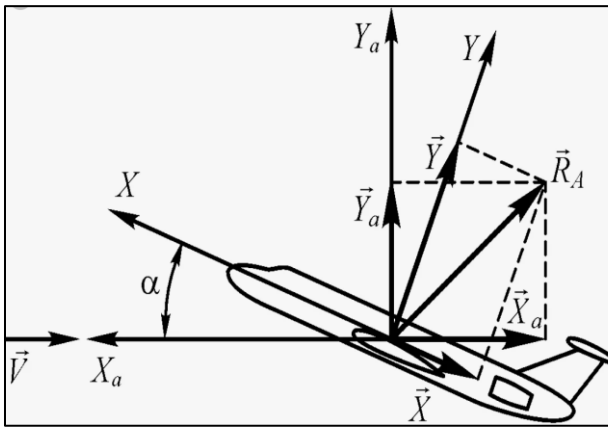


Рис. 1. Системы координат для определения аэродинамических характеристик ЛА

В общем случае аэродинамические характеристики летательного аппарата зависят от:

- критериев, задающих характер течения – числа Рейнольдса (*Re*) и Маха (*M*)
- угла атаки (α) летательного аппарата,
- характера и интенсивности физических процессов, сопутствующих заданному течению: безотрывное обтекание, обтекание с ламинарно-турбулентным переходом, отрывом потока от поверхности летательного аппарата, характеристик турбулентности набегающего потока.

В численном моделировании аэродинамики используют обращение движения, а угол атаки (α) задают либо ориентацией ЛА относительно фиксированного направления скорости набегающего потока, либо направлением набегающего потока относительно фиксированного положения ЛА.

Результаты численного моделирования зависят от выбора физико-математических моделей (прямое решение уравнений Навье-Стокса или решение осредненных уравнений), сеточной модели, начальных

условий и свойств сплошной среды (например, с учетом или без учета сжимаемости).

Анализ зависимостей аэродинамических характеристик различных несущих поверхностей (профилей, крыльев, компоновок) от угла атаки при заданных значениях чисел Маха и Рейнольдса показывает возможность выделения характерных участков с «отрывным» и «безотрывным» обтеканием. Пример зависимости коэффициента подъемной силы c_y от угла атаки α с выделением характерных участков показан на рисунке 2.

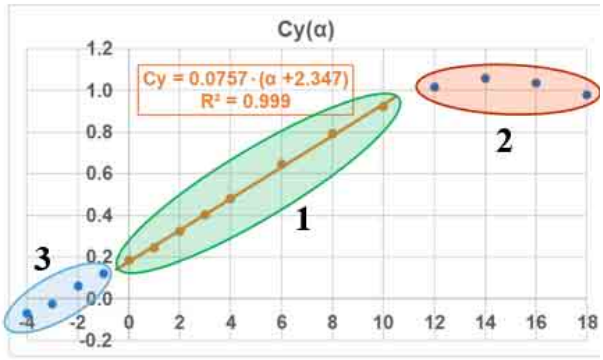


Рис. 2. Пример зависимости коэффициента подъемной силы c_y от угла атаки α с выделением характерных участков: 1 – диапазон «безотрывного» обтекания, 2 – диапазон «отрывного» обтекания, 3 – диапазон отрицательных углов атаки

Для анализа результатов моделирования аэродинамики с учетом характерных участков зависимостей аэродинамических коэффициентов удобно использовать их представление в виде формул (1) - (3).

$$c_y(\alpha) = c_y^{\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) \quad (1)$$

$$c_x(\alpha) = c_{x0} + A \cdot c_y^2(\alpha) \quad (2)$$

$$m_z(\alpha) = m_{z0} + m_z^{c_y} \cdot c_y(\alpha) \quad (3)$$

Формулы (1) - (3) как правило применимы при значениях угла атаки, соответствующих характерным участкам 1 и 2 зависимости, представленной на рисунке 2. При отрицательных углах атаки применение формулы (2) в ряде случаев (например, при обтекании симметричного профиля) становится невозможным.

Преимущества представления аэродинамических характеристик в виде формул (1) - (3) заключаются в возможности выделения таких величин, как производной коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^{α}, величины индуктивного сопротивления $A \cdot c_y^2(\alpha)$ и аэродинамического фокуса $m_z^{c_y}$ – точки приложения изменения подъемной силы при изменении угла атаки. В отличие от других факторов, существенно зависящих от сеточного разрешения, пристенных функций, достоверность определения этих величин в численном моделировании на основе решения уравнений Навье-Стокса обеспечивается, в первую очередь, детализацией разрешения потока за пределами погранслоя. Опыт показывает, что достаточно точное (для решения задач проектирования и оптимизации формы несущей поверхности) определение этих величин возможно при относительно небольших затратах вычислительных ресурсов и умеренных по количеству элементов сеточных моделей (от десятков тысяч до нескольких миллионов контрольных объемов – в зависимости от сложности геометрии и других факторов). Использование этих величин, вместо традиционного сравнения полных значений аэродинамических коэффициентов, позволяет более надежно оценить «ошибку» численной модели – особенно при сравнении с результатами испытаний малых (масштабных) моделей в аэродинамических трубах. Анализ на основе формул (1) - (3) позволяет частично уйти от проблем, связанных с калибровкой экспериментальных установок (особенно на малых углах атаки), калибровки коэффициентов пристенных функций и моделей турбулентности, а также параметров призматического сеточного слоя в CFD-моделировании. В данной работе преимущества применения изложенного подхода к анализу результатов определения продольных аэродинамических коэффициентов показаны на примере численного моделирования аэродинамики крыла Sagitta (рисунок 3) и их сравнении с опорными данными.

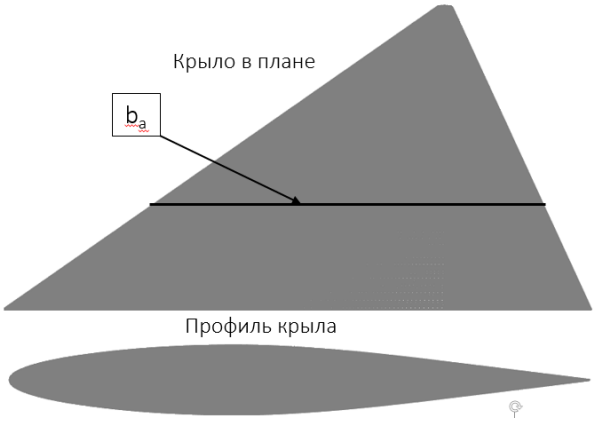


Рис. 3. Модель крыла Sagitta

Геометрические характеристики крыла[1]:

- Профиль – NACA64A012
- Удлинение - $\lambda = L^2/S = 2.0084$,
- Сужение - $\eta = b_{корн}/b_{конц} \approx 40.0$,
- Стреловидность - $\chi_{лк} \approx 55$ град, $\chi_{зк} \approx -25$ град

– Относительная толщина – δ = 12 %

Численное моделирование аэродинамики выполнялось в программе FlowVision [2; 3] на основе решения уравнений Навье-Стокса в двух вариантах: без модели турбулентности, а также с осреднением по Рейнольдсу и замыканием моделью Спаларта-Алмареса. Фрагмент сеточной модели в поперечном сечении крыла вблизи его поверхности в первом варианте моделирования показан на рисунке 4.

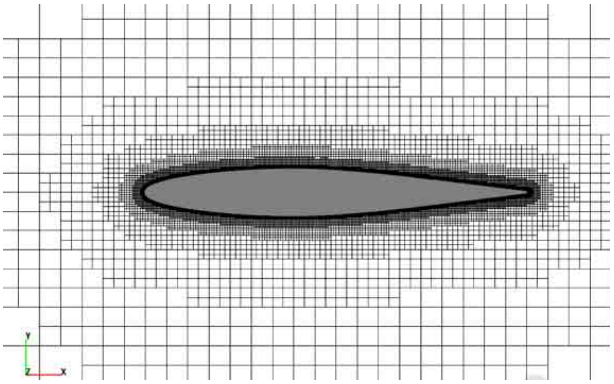


Рис. 4. Фрагмент сеточной модели в сечении вблизи поверхности крыла

При моделировании с использованием модели турбулентности и пристенных функций в сеточную модель добавлялся призматический слой с количеством слоев 15-20 и коэффициентом прироста толщины 1,5. Количество элементов сеточной модели в первом варианте составляло 1,3 млн, а во втором варианте (с призматическим слоем) около 17 млн.

2 Результаты и их обсуждение

Результаты численного моделирования в виде зависимостей $c_y(\alpha)$, $c_x(c_y^2)$, $m_z(c_y)$ без использования модели турбулентности и пристенных функций показаны на рисунках 5, 6 и 7. Важно отметить, что сеточная модель при расчетах в программе DLR-TAU включала около 17 млн. контрольных объемов [1].

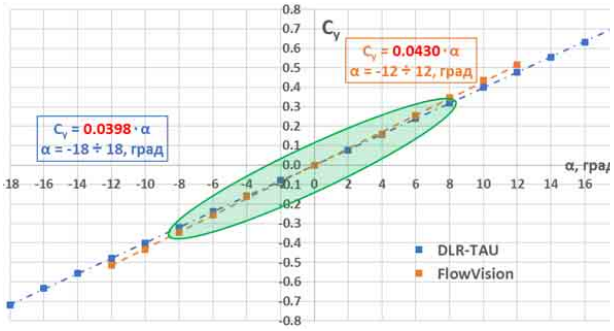


Рис. 5. Зависимость $c_y(\alpha)$ по результатам моделирования

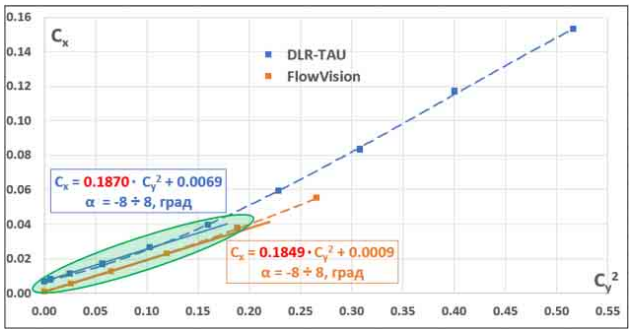


Рис. 6. Зависимость $c_x(c_y^2)$ по результатам моделирования

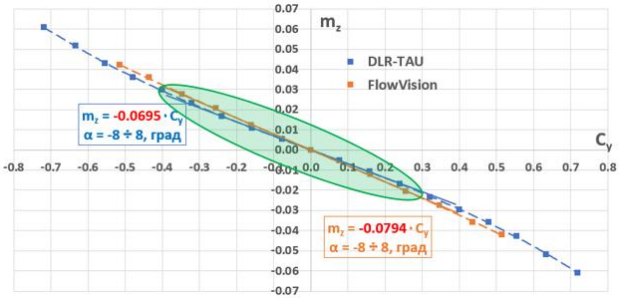


Рис. 7. Зависимость $m_z(c_y)$ по результатам моделирования

Наблюдается хорошее согласование величин c_y^α, $A \cdot c_y^2$, $m_z^{c_y}$, полученных в FlowVision на относительно небольшой сетке (1,3 млн) с опорными данными. Для уточнения величины сопротивления выполнено моделирование обтекания крыла при значении угла атаки $\alpha = 0°$ в программе FlowVision с использованием пристенной сетки. Использовались сеточные модели с вариантами значений толщины первого пристенного слоя 0.0107 мм и 0.0014 мм. Среднее значение y^+ для этих моделей, соответственно, 0,73 и 0,064.

Результаты определения сопротивления показаны на рисунке 8.

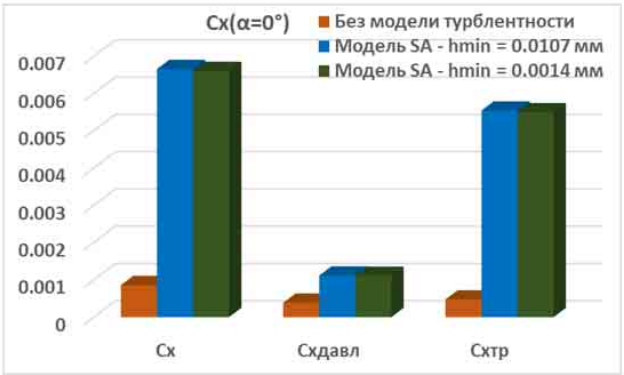


Рис. 8. Результаты определения сопротивления в FlowVision с использованием сеточной модели 17 млн при значениях угла атаки $\alpha = 0°$

Данные, приведенные на рисунке 8, показывают, что расчет с использованием модели турбулентности незначительно влияет на результаты определения сопротивления давления и существенно влияет на результат определения сопротивления трения. Используя полученную величину коэффициента сопротивления трения c_{x_fr}=0,005 при построении зависимости $c_x(c_y^2)$, можно достичь более детального согласования результатов моделирования с опорными данными на малых углах атаки (рисунок 9).

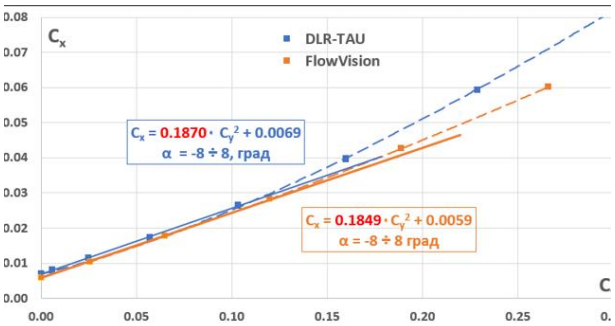


Рис. 9. Зависимость $c_x(c_y^2)$

Заключение

В работе представлен метод определения продольных аэродинамических характеристик несущей поверхности, основанный на анализе зависимостей $c_y(\alpha)$, $c_x(c_y^2)$, $m_z(c_y)$, полученных по результатам моделирования в FlowVision. Преимущества метода заключаются в возможности определения с достаточной для решения задач проектирования и оптимизации точностью значений аэродинамических коэффициентов при относительно малых затратах вычислительных ресурсов и времени (с использованием небольших сеточных моделей – около 1,3 млн контрольных объемов). Моделирование с использованием модели турбулентности и пристенных функций на сетке с призмослоем выполняется для одного случая – при значении угла атаки α = 0°, для уточнения величины коэффициента полного сопротивления. Представленный метод рекомендуется для использования в решении задач проектирования и оптимизации обводов летательных аппаратов самолетного типа, предназначенных для движения на режимах «безотрывного» обтекания.

Список использованных источников

[1] Hovelmann A., Breitsamter C. Aerodynamic characteristics of the SAGITTA diamond wing demonstrator configuration, Institute of Aerodynamics and Fluid Mechanics, Technische Universität München, Germany, 2012.

[2] A.A. Aksenov, FlowVision: Industrial Computational Fluid Dynamics // Computer Research and Modeling. – 2017. – Т. 9, № 1. – С. 5-20.

[3] Zhluktov S.V., Aksenov A.A., Kuranosov N.S. Modeling of turbulent compressible flows in the program complex FlowVision // Computer research and modeling, 2023, т. 15, № 4, с. 805-825

Введение

В настоящее время многие отраслевые предприятия, университеты, научные организации наряду с использованием коммерческих пакетов ведут разработку собственных программ для решения узкоспециализированных задач. Однако зачастую информация о разработанном научном модуле остается внутри подразделения-разработчика – для централизованного использования подобных авторских разработок и вычислительных средств организации создана специализированная программная платформа (Платформа).

Введение

В настоящее время многие отраслевые предприятия, университеты, научные организации наряду с использованием коммерческих пакетов ведут разработку собственных программ для решения узкоспециализированных задач. Однако зачастую информация о разработанном научном модуле остается внутри подразделения-разработчика – для централизованного использования подобных авторских разработок и вычислительных средств организации создана специализированная программная платформа (Платформа).

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННАЯ ПРОГРАММНАЯ ПЛАТФОРМА АВТОРСКИХ КОДОВ ДЛЯ ПОМОЩИ ИНЖЕНЕРАМ-КОНСТРУКТОРАМ

Н.О. Кременецкий[1]
[1] Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва,

Работа посвящена описанию разработанной Специализированной программной платформы для решения конструкторских задач. В работе обобщенно излагаются возможности пользовательского интерфейса программной платформы, инструментов администрирования, мониторинга информации.

SPECIALISED PROGRAM PLATFORM OF AUTHOR CODES FOR ENGINEERING TASKS

N.O. Kremenetskii[1]
[1] Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, Russia

Paper presents description of the developed specialized software platform for solving engineering tasks. Paper summarizes the capabilities of the user interface of the software platform, administrating tools, calculation tasks and information monitoring.

1 Введение

В настоящее время многие отраслевые предприятия, университеты, научные организации наряду с использованием коммерческих пакетов ведут разработку собственных программ для решения узкоспециализированных задач. Однако зачастую информация о разработанном научном модуле остается внутри подразделения-разработчика – для централизованного использования подобных авторских разработок и вычислительных средств организации создана специализированная программная платформа (Платформа).

2 Описание Системы

Созданная специализированная программная платформа[1] представляет собой информационную систему для классификации существующих и интеграции новых авторских научных компьютерных кодов, позволяющую систематизировать результаты работы многих авторов, объединить разрозненные вычислительные ресурсы в единый кластер с возможностью контроля выполнения текущих расчетных задач. Помимо этого, Платформа содержит как краткие сведения для каждого программного модуля для инженеров (описание задачи, исходных и выходных данных), так и набор литературы, рекомендуемый автором научного кода для ознакомления и более глубокого понимания сути работы авторского кода (использованные математические моделей, допущения, валидационные и верификационные расчеты).

Интерфейс системы позволяет пользователям познакомиться с эталонным результатом расчета каждого авторского кода, создать свой проект на основе существующего и, изменив его под свои нужды, запустить на счет на одном из компьютеров или кластеров, связанных с Платформой. Помимо загрузки самих расчетных модулей Платформа имеет интерфейсы для загрузки пользовательских банков данных (Рисунок 1) для хранения результатов серий расчетов, геометрий, сеток и баз данных с возможностью классификации последних по различным признакам.

Наличие монитора ресурсов позволяет оценить свободные вычислительные ресурсы непосредственно перед постановкой задачи на счет, а терминальный вывод в интерфейс Система позволяет следить за ходом расчета (Рисунок 2).

Рис. 1. Пример дерева банка данных

3 Административный модуль

Возможности администрирования Платформы включают в себя: учет пользователей и групп

пользователей, редактирование тематического рубрикатора, редактирование перечня расчетных модулей, добавление расчетных кластеров и скриптов запуска на связанных кластерах, редактирование баз данных, доступ к системе журналу Платформы, ведущей учет аутентификации пользователей Платформы, добавления новых проектов, создания новых проектов на основе эталонных.

Платформа может быть связана с удаленными кластерами с предварительно установленным планировщиком заданий Slurm Workload Manager посредством протокола ssh. Для большей гибкости, возможности работы с различными конфигурациями файловых систем и программных средств внутри Платформы содержатся примеры унифицированных скриптов запуска программных модулей, использующих при сборке mpi,openmp-библиотеки с компиляторами gfortran или intel, настраиваемые один раз для каждой удаленной машины или кластера.

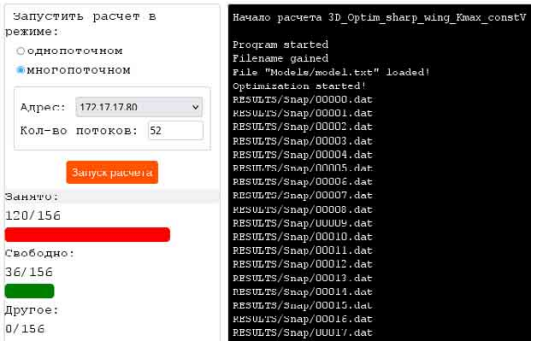


Рис. 2. Монитор ресурсов и терминальный вывод

Полный потенциал Платформа раскрывает при ее развертывании на операционной системе Astra Linux Special Edition[2]. В части учета пользователей и групп пользователей решена задача замены собственной системы аутентификации с использованием bcrypt-шифрования на аутентификацию по мандатным меткам Astra Linux[3], что может позволить Платформе обрабатывать информацию ограниченного доступа в соответствии с настройками операционной системы.

Кроме того, стоит отметить, что при разработке Платформы использовались программные пакеты доступные в менеджере пакетов Astra Linux без использования программного обеспечения из внешних репозиториев.

Рис. 3. Клиент-серверная структура Платформы

Выбранный вариант исполнения Платформы в виде клиент-серверного приложения (Рисунок 3) избавляет от необходимости ее установки на каждый пользовательский компьютер. Платформа доступна пользователям в соответствии с настройками локальной сети.

Заключение

Разработанная программная платформа позволяет централизованно использовать авторские программные коды внутри локальной сети предприятия, давая сотрудникам доступ к расчетной технике организации и мониторингу за проведением своих собственных расчетов, а администраторам системы доступ к информации обо всех проводимых расчетах, а также информации об использовании системы с возможностью формирования отчетов.

Подобная платформа позволяет работать с авторскими научными кодами инженерным кадрам посредством использования интерфейса системы, давая при этом возможность углубленного ознакомления с физическими задачами, решаемыми каждым кодом.

Список использованных источников

[1] Н.О. Кременецкий. Особенности создания цифровой системы авторских кодов в Astra Linux SE. Новые горизонты прикладной математики: тезисы молодежной научной конференции (г. Москва, 18-19 апреля 2024 г.) — М.: ИПМ им. М.В.Келдыша, 2024. — 68 с.

[2] Операционная Система Astra Linux Special Edition РУСБ.10015-01 (очередное обновление 1.7) [Электронный ресурс]. URL: https://wiki.astralinux.ru/pages/viewpage.action?pageId=137563438

П. Н. Девянин, Результаты переработки уровней ролевого управления доступом и мандатного контроля целостности формальной модели управления доступом ОС Astra Linux, Труды ИСП РАН, 35:5 (2023), 7–22

ФОРМИРОВАНИЕ ВАЛИДАЦИОННОГО БАЗИСА ТЕСТОВЫХ СЛУЧАЕВ ФИЗИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ

С.М. Босняков, В.А. Талызин, Е.В. Стрельцов

Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д.1)

В работе рассмотрены основные проблемы валидации расчетных авторских кодов и особенности создания валидационного базиса тестовых случаев физических явлений, на основе систематизированных надежных экспериментальных данных.

VALIDATION BASIS OF TEST CASES OF PHYSICAL PHENOMENA

S.M. Bosnyakov, V.A. Talyzin, E.V. Streltsov
Central aerohydrodynamic institute named after N.E. Zhukovsky
(1 Zhukovsky street, Zhukovsky, Moscow region, 140180, Russian Federation)

The paper discusses the main problems of validation of computational author codes and the features of creating a validation basis for test cases of physical phenomena based on systematized reliable experimental data.

В ФАУ «ЦАГИ» проводится работа по созданию валидационного базиса тестовых случаев физических явлений, на основе систематизированных надежных экспериментальных данных, полученных, в том числе в кооперации с институтами РАН, для валидации национальных компьютерных кодов и авторских расчетных модулей. Валидация проводится на основе разработанных методик проведения валидации национальных компьютерных кодов с помощью отечественных экспериментальных тестовых случаев физических явлений. Это позволит провести оценку точности результатов, получаемых в ходе численного моделирования национальными компьютерными кодами в различных организациях: институтах РАН, отраслевых институтах, вузах и предприятиях промышленности.

В качестве примера апробации тестовых случаев для валидации программного обеспечения проведено тестирование с помощью данных по обтеканию модельной конфигурации тандема клиньев разрежения и сжатия сверхзвуковым потоком турбулентного газа. Проведенное сопоставление расчетных данных, полученных различными отечественными программными продуктами, с результатами тестового эксперимента показывает, что все использованные методы надежно моделируют физические особенности течения у поверхности тандема клиньев разрежения и сжатия. Однако различные факторы, такие как реализация расчетного метода, модели турбулентности, качества расчетной сетки, приводят к отклонениям расчета от эксперимента разнонаправленного характера [1].

Для создания новых экспериментальных тестовых случаев физических явлений проведены исследования в экспериментальных установках и аэродинамических трубах ЦАГИ. В ходе исследований проведено большое количество испытаний, первичные экспериментальные результаты которых проанализированы, структурированы и обработаны согласно утвержденным в ЦАГИ методикам.

Полученные материалы могут быть использованы для создания тестовых случаев, предназначенных для валидации авторских компьютерных кодов и оценки точности расчета:

- положения ламинарно-турбулентного перехода на плоских стреловидных крыльях с притупленной передней кромкой;
- аэротермодинамики слабозатупленных высоконесущих аэродинамических форм на гиперзвуковых режимах обтекания;
- течения типа «псевдоскачок» в канале при обтекании внешним высокоскоростным потоком при различных режимах дросселирования канала;
- истечения высоконапорной струи в спутный сверхзвуковой поток;
- сильного вязко-невязкого взаимодействия;
- горения углеводородного топлива в канале;
- каталитичности поверхности.

Для каждого из валидируемых физических явлений разрабатывается методика валидации, содержащая:

- постановку задачи виртуального моделирования;
- описание начальных и граничных условий;
- рекомендации по сеточной модели;
- рекомендации по параметрам виртуального моделирования;

КОГНИТИВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗНАНИЯМИ УНИВЕРСИТЕТА

П.А. Дроговоз[1], Н.А. Кашеварова[1], В.А. Шиболденков[1]
[1] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Данная работа посвящена разработке и обоснованию концепции когнитивной системы управления знаниями в университете. Рассматриваются теоретические основы управления знаниями в контексте развития цифровой экономики и парадигмы открытых инноваций, предложены основные компоненты архитектуры и функциональные возможности системы. Показана роль когнитивной системы управления знаниями как ключевого элемента цифровой инфраструктуры и повышения конкурентоспособности университета.

COGNITIVE KNOWLEDGE MANAGEMENT SYSTEM OF THE UNIVERSITY

P.A. Drogovoz[1], N.A. Kashevarova[1], V.A. Shiboldenkov[1]
[1] BMSTU, Moscow, Russia

This paper is devoted to the development and justification of the concept of a cognitive knowledge management system in a university. It examines the theoretical foundations of knowledge management in the context of the digital economy and the open innovation paradigm, and proposes the main architectural components and functional capabilities of the system. The role of the cognitive knowledge management system is highlighted as a key element of the university's digital infrastructure and a driver of its competitiveness.

- описание обработки результатов виртуального моделирования;
- описание процедуры сравнения расчетных и экспериментальных величин и оценки точности совпадения результатов.

Использование отечественных тестовых случаев позволит отказаться от использования зарубежных тестовых случаев (порой, неполных или некорректных) для валидации расчетных программ, а в дальнейшем обеспечит переход к использованию полностью российских программных продуктов при проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Ведутся работы по созданию новых тестовых случаев для физических явлений, возникающих при высокоскоростном движении летательного аппарата.

Список использованных источников:

[1]. *С.М. Босняков и др.* Оценка точности современных кодов путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных на примере задачи обтекания тандема клиньев разрежения и сжатия сверхзвуковым потоком вязкого турбулентного газа // Математическое моделирование, 2023, т. 35, № 10, с. 69-112.

1 Введение

В современных условиях управление знаниями становится неотъемлемым компонентом стратегического развития университета. Цифровая экономика предъявляет новые требования к образованию, научной и инновационной деятельности. Современные университеты интегрируются в национальную инновационную систему, и их роль не ограничивается подготовкой кадров для инновационной экономики, а включает также активное участие в цепочках создания стоимости инновационных товаров и услуг. В связи с этим объем и сложность создаваемых и циркулирующих знаний в академической среде возрастают с беспрецедентной скоростью. Необходимость оперативного принятия решений на основе достоверной и актуальной информации, междисциплинарный характер современных исследований, постоянное обновление знаний и необходимость быстрого освоения новых компетенций – все эти факторы формируют потребность в реализации новых подходов к накоплению, систематизации и экономически эффективному использованию знаний, которыми располагает университет. Современные когнитивный

инструментарий, включающий машинное обучение, методы обработки естественного языка, семантический анализ, позволяет не только аккумулировать знания, но и анализировать их, находить скрытые взаимосвязи, обеспечивать персонализированный доступ и поддержку принятия решений.

В этом контексте система управления знаниями, основанная на когнитивном подходе, становится перспективным инструментом, способным обеспечить эффективное управление интеллектуальным капиталом вуза. Такая система управления знаниями позволяет работать с неструктурированными данными, «понимает» смысл запросов на естественном языке и способна адаптироваться к изменяющимся условиям с помощью методов машинного обучения.

Актуальность внедрения когнитивных систем управления знаниями в университетской среде обусловлена также необходимостью создания единой цифровой платформы, на которой знания, опыт и лучшие практики доступны студентам, преподавателям, исследователям, а также внешним партнёрам. Такая цифровая платформа позволит университету не только эффективно использовать внутренние ресурсы для повышения качества образовательной и научной деятельности в университете, но и эффективно коммерциализировать научные разработки по модели открытых инноваций, выступая драйвером инновационного развития в масштабе национальной экономики.

Таким образом, формирование когнитивной системы управления знаниями университета направлено на повышение конкурентоспособности образовательной организации в условиях цифровой трансформации экономики. Такая система может стать ключевым элементом в создании «цифрового университета», обеспечивающего высокое качество образования и научных исследований, а также устойчивый трансфер знаний в корпоративный сектор. В данной статье рассматриваются теоретические основы такой системы, её архитектура и функциональные возможности.

2 Теоретические основы

Концепция управления знаниями сформировалась как междисциплинарное направление на стыке теории организации, информационных технологий, социологии и когнитивных наук. Управление знаниями рассматривается как систематический процесс идентификации, создания, накопления, распространения и использования знаний в организации с целью повышения её эффективности и инновационного потенциала. Развитие управления знаниями началось в 1960-х г.г., когда началась разработка системных подходов к кодификации и хранению явных знаний [1]. С 1990-х до начала 2000-х годов знания рассматривались как ключевой экономический ресурс [2]. На этом этапе развития исследователи все больше обращались к изучению и описанию процессов обмена знаниями и к преобразованию неявных знаний в явные для увеличения интеллектуального капитала. Далее исследования в области управления знаниями сосредоточились на социальных сетях и взаимодействии человека с компьютером. В условиях цифровой экономики традиционные процессы управления знаниями интегрируются с технологиями Индустрии 4.0, которые позволяют соединять в единую сеть множество устройств и реализовывать их способность автономно обучаться и обмениваться данными.

Когнитивная экономика представляет собой перспективную концепцию макроэкономической системы, в которой основным источником роста и конкурентоспособности становятся знания, интеллектуальные способности, креативность и когнитивная активность человека, дополняемые и поддерживаемые интеллектуальными технологиями [3]. В отличие от традиционных экономических моделей, основанных на материальных ресурсах и промышленном производстве, когнитивная экономика акцентирует внимание на нематериальных активах.

В условиях когнитивной экономики ключевым фактором успешного функционирования организаций становится способность эффективно управлять знаниями. Это делает особенно актуальным использование когнитивных систем управления знаниями, которые обеспечивают интеллектуальную поддержку процессов создания, хранения, анализа и распространения знаний на всех стадиях жизненного цикла инноваций.

Развитие когнитивной экономики тесно связано с трансформацией подходов к инновационной деятельности. В частности, всё большее значение приобретает концепция открытых инноваций, предложенная Генри Чесбро. Эта модель основывается на предположении, что организации могут и должны использовать как внутренние, так и внешние источники знаний и идей для ускорения инновационных процессов, и повышения своей конкурентоспособности.

Для университетов, функционирующих в условиях когнитивной экономики, модель открытых инноваций приобретает особую значимость как стратегический механизм развития научной, образовательной и непосредственно инновационной деятельности. Современный университет уже не рассматривается как изолированная структура,

аккумулирующая и воспроизводящая знания исключительно в рамках собственной академической среды. Он превращается в открытую цифровую платформу, обеспечивающую создание ценности в рамках сетевого взаимодействия различных групп стейкхолдеров.

К числу таких стейкхолдеров относятся не только крупные промышленные предприятия, нуждающиеся в научной экспертизе и исследовательских разработках, но и научно-исследовательские институты, инжиниринговые центры, малые инновационные предприятия, венчурные фонды, а также государственные структуры, формирующие национальную научно-технологическую политику и запрос на прикладные научные разработки и образовательные технологии. Это расширение круга заинтересованных сторон меняет характер инновационного процесса в университете от линейной модели к многоуровневой и сетевой.

Такое широкомасштабное взаимодействие требует создания новых организационных и цифровых механизмов, способных поддерживать прозрачный, безопасный и интеллектуально насыщенный обмен знаниями, данными и идеями. Речь идёт о развитии цифровых платформ, интегрированных баз знаний, интеллектуальных систем поддержки научного сотрудничества и кросс-дисциплинарных коммуникаций. Особую роль в этом процессе начинают играть когнитивные технологии, позволяющие анализировать большие объёмы информации, выявлять скрытые связи между проектами и участниками, а также формировать условия для появления новых идей на стыке различных областей знания.

Таким образом, университет становится не только производителем знаний, но и ядром инновационной экосистемы, обеспечивающим взаимодействие всей сети стейкхолдеров инноваций.

В этом контексте когнитивные системы управления знаниями становятся ключевыми элементами инфраструктуры открытых инноваций. Они позволяют:

- агрегировать знания из внутренних и внешних источников;
- выявлять результаты исследований, обладающие инновационным потенциалом;
- организовывать сотрудничество между различными участниками инновационного процесса, включая индустриальных партнеров;
- обеспечивать интеллектуальный поиск и анализ научно-технической информации, включая патенты, публикации, отчеты о научно-исследовательских работах и т.д.

В отличие от традиционных информационных систем, когнитивные системы опираются на технологии искусственного интеллекта, включая машинное обучение, семантический анализ и обработку естественного языка, что позволяет им работать с неструктурированными данными, извлекать знания из больших объемов данных, выявлять скрытые взаимосвязи, формировать персонализированные рекомендации для обучающихся и исследователей, а также обеспечивать условия для стратегического развития человеческого капитала университета.

Таким образом, когнитивная система управления знаниями становится важным инструментом развития университета в условиях формирующейся когнитивной экономики, поскольку она обеспечивает эффективное использование интеллектуальных ресурсов и поддержку стратегических целей образовательной организации.

3 Архитектура и функциональные возможности когнитивной системы управления знаниями

Когнитивная система управления знаниями в университете – это цифровая платформа, обеспечивающая комплексное управление знаниями на всех уровнях функционирования образовательной организации. Её архитектура должна строиться на принципах модульности, открытости, масштабируемости и ориентации на конечного пользователя – студента, исследователя, преподавателя или внешнего партнёра.

Рассмотрим основные уровни архитектуры когнитивной системы управления знаниями, представленную на рисунке 1.

Рис. 1. Уровни архитектуры когнитивной системы управления знаниями

Уровень данных и источников знаний обеспечивает интеграцию внутренних и внешних хранилищ: репозитории научных публикаций, базы патентов, образовательные ресурсы, отчеты о НИР, аналитические отчеты, базы данных промышленных

партнёров и др., при этом реализуется автоматическое обновление, индексация и структурирование озера данных.

Уровень когнитивных инструментов является ядром системы; на данном уровне реализуются ИИ-алгоритмы для извлечения и интерпретации знаний. Инструментарий включает модули семантического анализа, машинного обучения, обработки естественного языка и построения онтологий. Именно здесь формируются интеллектуальные связи между элементами массива знаний, выявляются ключевые тренды и строятся тематические карты.

Уровень взаимодействия с пользователями представляет собой набор интерфейсов и инструментов, ориентированных на конкретные задачи пользователей: ИИ-ассистент, инструменты визуализации, формирование персонализированных рекомендаций и контента, формирование исследовательских команд, интеграция с информационными системами университета.

Уровень управления и аналитики поддерживает принятие управленческих решений на основе данных. Включает инструменты мониторинга публикационной активности, оценки эффективности образовательных программ, аналитики взаимодействия с внешними партнёрами, анализа компетенций и прогноза кадровых потребностей.

Основные функциональные возможности когнитивной системы управления знаниями:

- мультимодальный интеллектуальный поиск;
- обнаружение и визуализация связей между объектами знаний;
- персонализация образовательных и научных траекторий;
- анализ научно-технологических трендов;
- поддержка открытых и сетевых форм научной и инновационной коллаборации;
- прогнозирование направлений научно-технологического развития.

Таким образом, когнитивная система управления знаниями выступает не просто инструментом автоматизации, а ключевым элементом цифровой инфраструктуры университета, способствующим его цифровой трансформации и обеспечивающим инновационное лидерство.

3 Заключение

Когнитивная система управления знаниями способна позволить университету эффективно справляться с возрастающим объемом информации, ускорять научные и образовательные процессы, обеспечивать взаимодействие с внешними партнёрами и выстраивать персонализированные траектории развития для студентов и исследователей. Использование технологий искусственного интеллекта в рамках такой системы обеспечивает возможности для анализа, интерпретации и трансформации знаний в конкретные инновационные решения.

Построение когнитивной системы управления знаниями на основе микросервисной архитектуры, интеграции с внешними и внутренними источниками данных, использования когнитивных инструментов и развитого пользовательского интерфейса формирует основу для создания «умного университета», способного адаптироваться к вызовам времени. Такая система становится неотъемлемой частью цифровой инфраструктуры, обеспечивающей устойчивое развитие, повышение конкурентоспособности и активную вовлеченность университета в процессы трансфера знаний и развития человеческого капитала для инновационной экономики.

Список использованных источников

[1] M. Gaviria-Marin, J.M. Merigo, S. Popa. Twenty years of the Journal of Knowledge Management: A bibliometric analysis // Journal of Knowledge Management/ 2018. No. 22 (8). P. 1655-1687. DOI: https://doi.org/https://doi.org/10.1108/JKM-10-2017-0497.

[2] "Горлачева Е. Н., Шиболденков В. А., Герцик Ю. Г. Когнитивная экономика: монография / Горлачева Е. Н., Шиболденков В. А., Герцик Ю. Г. М.: Первое экономическое издательство, 2024. - 182 с.

[3] "Н.М. Абдикеев, А.Н. Аверкин, Н.А. Ефремова Когнитивная экономика в эпоху инноваций // Вестник Российского экономического университета им. Г.В. Плеханова. 2010. № 1. С. 3-20.

РАЗДЕЛ VII

ТРАНСМИССИИ И ПРИВОДЫ

ПРАКТИКА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ И МЕЖДУНАРОДНЫХ СТАНДАРТОВ ДЛЯ РАСЧЁТА ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ И КОНИЧЕСКИХ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ

Д.В. Дорофеев[1], Д.В. Калинин[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В статье обобщён опыт использования аналитических методик расчёта цилиндрических и конических зубчатых передач. Описаны основные стандарты, используемые для расчёта и общая тенденция их развития. Указаны недостатки действующих нормативных документов и предложено направление для их пересмотра.

PRACTICE OF USING DOMESTIC AND INTERNATIONAL STANDARDS FOR CALCULATION OF CYLINDRICAL AND BEVEL GEARS

D.V. Dorofeev[1], D.V. Kalinin[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The article summarizes the experience of using analytical methods for calculation cylindrical and bevel gears. The standards used to calculation and the trend of their development are described. The incompleteness of the current normative documents are indicated and direction for their revision is prosed.

1 Введение

Цилиндрические и конические зубчатые передачи являются одним из самых распространённых типов механических передач в современном машиностроении. Их широкое применение обусловлено высокой надёжностью, компактностью и эффективностью работы. Разнообразие условий работы зубчатых передач требует индивидуального подхода к их расчёту и проектированию.

Современные методы расчёта зубчатых передач представляют собой сочетание аналитических и численных методов расчёта.

Для детального анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) широко применяется метод конечных элементов (МКЭ), поскольку позволяет учесть при расчёте особенности геометрии конструкции, которые могут оказать влияние на результат расчёта, провести моделирование сложных контактных взаимодействий, характерных для зубчатых передач, оценить динамическое состояние зубчатой передачи с учётом микрогеометрии боковых поверхностей зубьев.

Аналитические методики обеспечивают быстрый предварительный расчёт основных параметров, позволяют провести сравнительный анализ различных вариантов конструкции и требуют минимальных вычислительных ресурсов.

В общем виде комплексный подход к расчёту зубчатых передач предполагает следующую последовательность:

– с помощью аналитических методов расчёта формируется набор вариантов перспективных конструктивных решений, отвечающих требованиям по способности воспринимать силовые, температурные и динамические нагрузки в течении всего необходимого срока службы без разрушения, критериям массы, к.п.д. и др.;

– для наиболее перспективных вариантов конструкции проводится детальный анализ методом конечных элементов;

– конструкция зубчатой передачи усовершенствуется и корректируется исходя из возможностей производства.

Практическая значимость такого подхода заключается в том, что аналитические методики позволяют существенно сократить количество вариантов для детального численного анализа, что экономит время и вычислительные ресурсы. При этом МКЭ обеспечивает необходимую точность, детальность и достоверность конечных результатов.

Таким образом, современные условия требуют использования обоих подходов.

2 Отечественные и международные стандарты

Аналитические методики остаются первым и важнейшим этапом проектирования, определяющим направление дальнейшего детального анализа с помощью МКЭ. Однако, повышение эффективности проектирования возможно лишь в случае, если используемая расчётная методика учитывает все факторы, необходимые для оценки качества современной конструкции.

Для обеспечения единого подхода к расчёту, к контролю качества зубчатых передач и к сертификации необходимо использовать стандартизированные методы расчёта, основанные на отечественных и международных стандартах.

Одним из основополагающих стандартов для расчёта цилиндрических зубчатых передач является ГОСТ 21354-87 [1], который регламентирует расчёт на прочность цилиндрических зубчатых передач. Несмотря на то что данный стандарт был утверждён ещё в 1987 году, он является действующим и используется в инженерной практике. Однако его область применения существенно ограничена, поскольку в стандарте регламентированы только методы расчёта зубчатых передач внешнего зацепления, оставляя без должного внимания передачи внутреннего зацепления. Передачи внутреннего зацепления широко применяются в современном машиностроении, особенно в случаях, когда требуется компактное размещение механизма или необходимо обеспечить особые кинематические характеристики. Поэтому отсутствие стандартизованных методов расчёта передач внутреннего зацепления создает ряд проблем. Для расчёта подобных передач нередко в отечественной практике используют методы, приведённые в специальной литературе, например, [2]. Некоторые отличия в используемых инженерами методиках приводят к разбросу расчётных характеристик зубчатой передачи между производителями и сертификационными центрами, что в свою очередь приводит к сложности сертификации продукции.

Нормативная база определения допусков на конические зубчатые передачи представлена двумя основными стандартами ГОСТ 1758-81 [3] и ОСТ 1 41667-89 [4]. При этом наблюдается особенность: некоторые допуски по ГОСТ 1758-81 являются более строгими по сравнению с требованиями ОСТ 1 41667-89, что создает определенную специфику при проектировании и производстве. Практическое применение показывает, что некоторые инженеры используют комбинированный подход, сочетая при назначении допусков оба стандарта. Это обусловлено несколькими факторами. Более строгие в отдельных случаях требования ГОСТ 1758-81 к точности изготовления обеспечивают повышенную надежность, при этом ОСТ 1 41667-89 адаптирован для условий авиационной отрасли и упрощает процесс выбора большинства параметров. В конечном итоге такой подход приводит к повышению качества конечной продукции и обеспечивает возможность учёта специфики конкретного применения.

Вместе с этим существование такого подхода к проектированию приводит к выводу о необходимости пересмотра ОСТ 1 41667-89. Практическая реализация процесса пересмотра требует интеграции успешных практик из ГОСТ 1758-81, а также, в связи с появлением новых станков и методов производства, к необходимости гармонизации требований с международными стандартами (для иностранного оборудования). Таким образом, существующая практика сочетания ГОСТ 1758-81 и ОСТ 1 41667-89 является не просто временным решением, а основой для дальнейшего совершенствования нормативной базы.

В середине XX века, когда отечественная авиационная промышленность активно развивалась, иностранные методики и технологии стали важным источником инноваций. Методика фирмы Gleason, одного из ведущих мировых производителей станков для изготовления зубчатых передач, оказала значительное влияние на практику расчёта и проектирования зубчатых передач в отечественном авиастроении.

Методика была опубликована в отечественной печати в 1963 году [5] и во многих случаях использовалась для оценки прочности конических зубчатых передач с круговым зубом. Применение методики Gleason позволило российским инженерам разработать более точные методы расчёта зубчатых передач для авиационных механизмов. За счёт модификации подхода к расчёту аналитически были определены геометрические параметры, которые в исходной методике требовали применения геометрических построений. Это, в свою очередь, способствовало повышению безопасности и эффективности работы авиационной техники.

Современные тенденции в области стандартизации показывают, что роль стандартов неуклонно возрастает. Это связано с усложнением технических систем, необходимости обеспечения безопасности, требованием к эргономичности конструкции. В настоящий момент, использование стандартов является не просто желательным, а необходимым условием создания конкурентоспособной продукции.

Технологический прогресс постоянно выдвигает более высокие требования к характеристикам

конструкций: увеличивается нагрузка, появляются новые условия эксплуатации, ужесточаются требования к надёжности и долговечности. Каждая такая модификация требует пересмотра существующих моделей для обеспечения точности расчётов. В международной практике принят подход систематического пересмотра нормативной документации.

Между отечественными, и международными стандартами произошёл разрыв в развитии более 30 лет.

Используемый в международной практике стандарт для расчёта цилиндрических зубчатых передач ISO 6336-2019 [6] имеет более широкую область применения, охватывая зубчатые передачи как внешнего, так и внутреннего зацепления. Область применения также расширена, например, ГОСТ 21354-87 ограничен окружной скоростью $v \leq 25$ м/с, в ISO 6336 прямого запрета на использование стандарта при окружных скоростях, $v > 50$ м/с нет, но пункт 4.1.10.4 ISO 6336 накладывает дополнительные требования, связанные с увеличением минимального коэффициента запаса.

Систематический пересмотр стандарта ISO 6336 отражает общую тенденцию развития стандартов по расчёту зубчатых передач – нововведения позволяют проводить расчёт устойчивости боковой поверхности зуба к возникновению усталостной трещины [6, часть 4], расчёт несущей способности по заеданию (стандарт применим для расчёта конических и гипоидных зубчатых передач) — метод температуры вспышки [6, часть 20], расчёт несущей способности по заеданию (стандарт применим для расчёта конических и гипоидных зубчатых передач) — метод интегральной температуры [6, часть 21], расчёт несущей способности по микропиттингу [6, часть 22]. Эти виды расчётов, а также возможность учёта формы модификации зубьев приобретает всё большее значение при проектировании зубчатой передачи.

В 2014 году была выпущена вторая редакция стандарта ISO 10300 [7] для расчёта конических зубчатых передач. Основное нововведение этого стандарта — возможность расчёта гипоидных передач, что потребовало адаптации существующих методик и разработки новых подходов. Метод B1, используемый при нулевом гипоидном смещении, аналогичен расчёту по ISO 10300-2001. Метод B1 основан на касательной к переходной кривой зуба под углом 30°, что позволяет обеспечить высокую точность и надёжность расчётов.

Авторами стандарта был проведён комплекс расчётных экспериментов, подтверждающих соответствие используемой модели различным контактным линиям и пятнам контакта (рис. 1), полученными с помощью точных методов анализа контакта зубьев (tooth contact analysis).

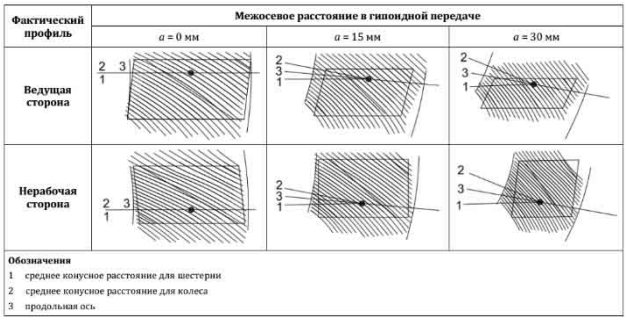


Рис. 1. Соответствие параллелограмма поля зацепления и линий зацепления результатам анализа контакта зубьев [7, часть 1, раздел A.2.5]

Расчёт геометрических и прочностных параметров по методикам стандартов ISO 10300 тесно связан с современными методами изготовлении конических зубчатых колёс с круговым зубом. В стандартах различают методы единичного деления (Face Milling) и непрерывного деления (Face Hobbing).

Также необходимо отметить, что на текущий момент отечественный стандарт для расчёта прочности конических зубчатых передач не разработан.

Прямое использование международных стандартов затруднено различиями в терминологии. Процедуры расчёта, предлагаемые международными стандартами, не предполагают чёткую последовательность операций для выполнения расчёта и требуют от инженера большого опыта проектирования зубчатых передач для применения методики. С другой стороны, в отечественной и международной практике используются различные подходы к описанию геометрии. Например, международный стандарт ISO 23509 разрабатывался для использования с применением современных универсальных многокоординатных станков с ЧПУ, и позволяет проводить расчёт для любой формы зубьев конических передач. Отечественные стандарты имеют более сильную связь с геометрией инструмента. Несмотря на определённые сложности, международные стандарты ISO уже сейчас широко используются в отечественной практике.

Основные недостатки современного состояния нормативной базы по расчёту зубчатых передач – отсутствие единой методологии расчёта, различие в подходах к определению допускаемых напряжений, несогласованность методик определения геометрических параметров, отсутствие единых требований к материалам.

Необходимость создания новых стандартов обусловлена развитием технологий производства, появлением новых материалов, повышением требований к надёжности

Практическая реализация новых стандартов требует проведения комплексных исследований, создания экспериментальных образцов, организации испытаний, согласования с заинтересованным сторонами, внедрения в производственную практику.

Работы ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» представляют собой фундаментальную базу для разработки нового стандарта. Институт накопил значительный опыт в области исследования напряженно-деформированного состояния зубчатых передач, что позволяет создать более точные методики расчёта. ЦИАМ обладает опытом использования как отечественных, так и международных стандартов. Были проведены подготовительные работы, которые могут стать основой для усовершенствования нормативной базы для расчёта цилиндрических и конических зубчатых передач.

В 2015 году ЦИАМ был подготовлен ГОСТ 13755-2015 [8]. Стандарт содержит специальное приложение ДА, содержащее дополнительные рекомендации в части параметров исходного контура и профильной модификации, а также параметров поднутрения и параметров ассиметричных зубьев. Приведённые рекомендации были введены впервые.

С 2022 года специалистами ЦИАМ разрабатывается программный комплекс для выполнения специализированных инженерных расчётов деталей трансмиссии, учитывающий все современные требования к проектированию, Gearacl [9]. На основе опыта проектирования трансмиссий разрабатываются новые инструменты, интегрируются алгоритмы, позволяющие использовать отечественные, иностранные и международные методики, параллельно проводится их гармонизация с подходами, используемыми на отечественных промышленных предприятиях. Программный комплекс Gearacl открывает новые возможности для всестороннего изучения новых стандартов, исследования их возможностей, оценки применимости в отрасли, а также позволяет упростить процесс внедрения новых методик.

3 Заключение

Создание стандартов для прочностного расчёта конических зубчатых передач и цилиндрических зубчатых передач внешнего и внутреннего зацепления является важной задачей, решение которой позволит устранить существующий пробел в нормативной базе и обеспечить развитие современного машиностроения на основе единых научно обоснованных подходов. Это создаст прочную основу для разработки новых конструкций, повышения качества выпускаемой продукции и упростит процесс сертификации.

Работы ЦИАМ могут служить необходимой базой для пересмотра отечественных стандартов и разработки нового стандарта для расчёта на прочность конических зубчатых передач. Для упрощения внедрения при практической реализации стандартов новой редакции может быть использован разработанный в ЦИАМ программный комплекс Gearacl.

Список использованных источников

[13] ГОСТ 21354-87, Передачи зубчатые цилиндрические эвольвентные внешнего зацепления. Расчет на прочность,

[14] И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. Расчет на прочность деталей машин: справочник. 4-е издание. М.: Машиностроение, 1993. – 640 с. ил.

[15] ГОСТ 1758-81, Основные нормы взаимозаменяемости. Передачи зубчатые конические. Допуски

[16] ОСТ 1 41667-89, Колеса зубчатые конические авиационные. Допуски.

[17] Проектирование зубчатых конических и гипоидных передач инструкционные материалы фирмы ГЛИСОН (США). Перевод с английского инж. Л. В. Сетранова, под редакцией канд. техн. наук В. Ф. Родионова., М.: Машниз, 1963. — 244 с.: ил.

[18] ISO 6336–2019, Calculation of load capacity of spur and helical gears.

[19] ISO 10300, Calculation of load capacity of bevel gears.

[20] ГОСТ 13755, Передачи зубчатые цилиндрические эвольвентные. Исходные контуры

[21] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024690901 «Программа расчёта конических зубчатых передач с круговым зубом» («GEARACL 2024») от 18.12.2024 г. Правообладатель: Федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» (RU) Авторы: Дорофеев Д. В., Калинин Д. В., Жуков А. В., Варсеева С. А.

ПОСТАНОВКА ОПТИМИЗАЦИОННЫХ ЗАДАЧ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АВИАЦИОННЫХ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС

Д.В. Калинин, А.В. Жуков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Описаны подходы к постановке задач оптимизации деталей авиационных трансмиссий с целью снижения их веса. Рассмотрены примеры оптимизации с учетом особенностей условий работы авиационных зубчатых колес, а также примеры оптимизации корпусных деталей. Проводится сравнение эффективности применения топологической и параметрической оптимизации, предлагается подход к их совместному использованию как наиболее перспективному способу совершенствования конструкций авиационных трансмиссий.

FORMULATION OF OPTIMIZATION PROBLEMS IN THE DESIGN OF AIRCRAFT GEARS

D.V. Kalinin, A. V. Zhukov
[1] CIAM, Moscow, Russia

Approaches to the formulation of optimization problems of aircraft transmission parts in order to reduce their weight are described. Examples of optimization taking into account peculiarities of aviation gears working conditions, as well as examples of optimization of housing parts are considered. The efficiency of topological and parametric optimization is compared, and an approach to their joint use as the most promising way to improve aircraft transmission designs is proposed.

1 Введение

При проектировании зубчатых передач и других основных деталей авиационных трансмиссий, к которым относятся редукторы приводов воздушных винтов и вентиляторов газотурбинных двигателей, трансмиссии вертолетов, и коробки приводных агрегатов двигателей, одним из приоритетных критериев выбора остается требование к минимальной массе конструкции в условиях высоких требований к их надежности.

Применение современных инструментов и систем проектирования (CAD) и расчетного анализа (CAE) позволяет использовать различные методы оптимизации для выбора наиболее рациональных значений геометрических параметров деталей и всей конструкции привода. Наибольший вклад в вес авиационной трансмиссии согласно статистическим данным [1] вносят зубчатые колеса, составляя 25% от массы редуктора, тем самым основным кандидатом для оптимизации. Однако до настоящего времени не используются значимые конструктивные решения в конструкции зубчатых передач, основанные на применении методов оптимизации. Это связано с особенностями нагружения зубчатых передач, в первую очередь, контактного взаимодействия зубьев, широким набором критериев разрушения и технологическими ограничениями.

2 Отечественные и международные стандарты

Параметрическая оптимизация позволяет при выбранных критериях и ограничениях выбрать наилучшие значения геометрических параметров шаблона конструкции, сформированного на основе прототипа детали. Применение параметрической оптимизации позволяет находить новые геометрические формы деталей, сохраняя возможность их изготовления традиционными методами.

Для выбора геометрических параметров зубьев колес преимущественно используются стандартизованные методики расчета на прочность, привязанные к фиксированным значениям параметров исходного производящего контура (ИПК), что накладывает существенные ограничения на применение инструментов автоматизированной оптимизации и выбора достаточного набора вариантов. В большинстве специализированных программных пакетов процесс автоматизированного выбора оптимальных параметров геометрии зубьев сводится к задаче комбинаторики и предлагает пользователю в качестве наилучших до нескольких десятков вариантов сочетания параметров [2]. Однако

при фиксированных параметрах ИПК конструктор обладает свободой выбора коэффициентов смещения без привязки к их дискретным значениям [3]. На рисунке 1 показан пример решения задачи автоматизированного поиска параметров смещения инструмента для цилиндрической зубчатой передачи по выбранному критерию минимума значения коэффициента удельного скольжения в ПО «Gearacl».

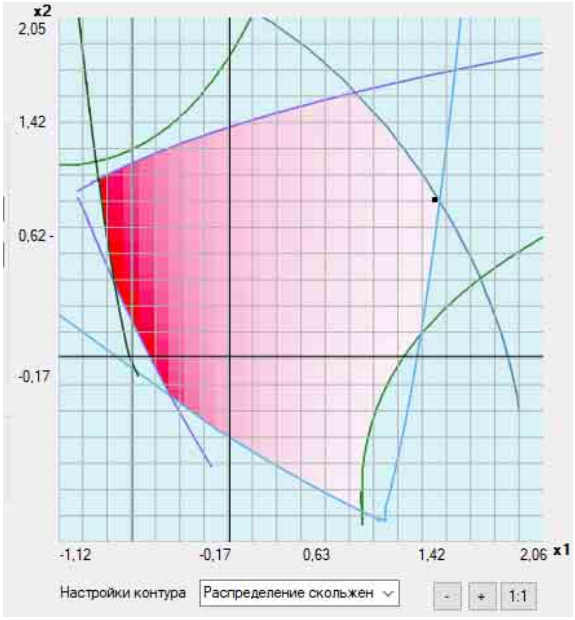


Рис. 1. Результат параметрической оптимизации конструкции шевронного колеса

При выборе параметров конструкции тела (диафрагма, обод, венец) зубчатого колеса рекомендуется использовать инструменты параметрической оптимизации. В качестве целевой функции задачи параметрической оптимизации диафрагмы авиационных зубчатых колес выбирается минимизация массы колеса при сохранении ограничений на предельные значения эквивалентных напряжений. Также рекомендуется использовать ограничения по предельным перемещениям критических точек зубчатого венца, в первую очередь, для косозубых и конических передач. Осевые деформации венцов зубчатых колес, возникающие под действием осевых сил в зацеплении, приводят к возникновению краевых эффектов на рабочих поверхностях зубьев и резкому локальному повышению контактных напряжений. При решении контактной задачи зацепления зубчатых колес методом конечных элементов (МКЭ) используется качественная конечно-элементная сетка и требуются высокие затраты машинного времени, что значительно ограничивает возможность расчета контактных напряжений средствами МКЭ при оптимизации. Более простым решением является выбор относительного критерия деформирования венца, чувствительного к значению контактных напряжений на рабочих поверхностях зубьев.

На рисунке 2 показаны характерные результаты параметрической оптимизации для зубчатых колес с косозубым или шевронным зацеплением. Сечение диафрагмы для косозубых колес в большинстве случаев имеет λ – образный профиль, с направлением одной их конических стенок вдоль действия суммарной силы в зацеплении. Такая конструкция может столкнуться с технологическими ограничениями на возможность точения внутренней полости вала, что необходимо учитывать при формировании ограничений на значения параметров геометрии внутренней полости вала и колеса.

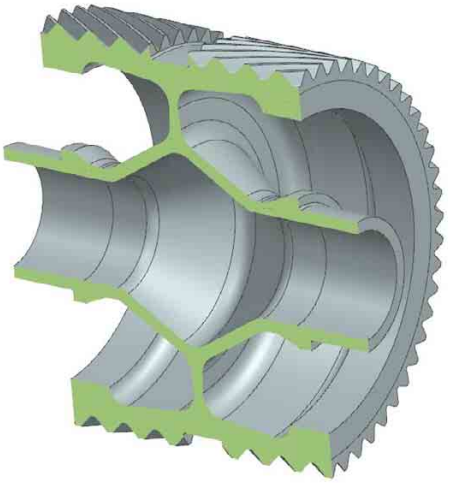


Рис. 2. Результат параметрической оптимизации конструкции шевронного колеса

Альтернативным способом поиска оптимальных параметров геометрии деталей трансмиссий является топологическая оптимизация. Обоснованным является применение методов топологической оптимизации для конструкций деталей, геометрия которых определяется настолько большим числом параметров, что применение параметрической оптимизации не представляется возможным, например, для корпусных деталей редукторов [4].

На рис. 3 показаны результаты топологической оптимизации корпуса простого одноступенчатого редуктора привода воздушного винта с креплением по фланцу вокруг входного вала и действием усилий на выходной вал со стороны воздушного винта по трем координатам (осевое, изгибающий и крутящие моменты).

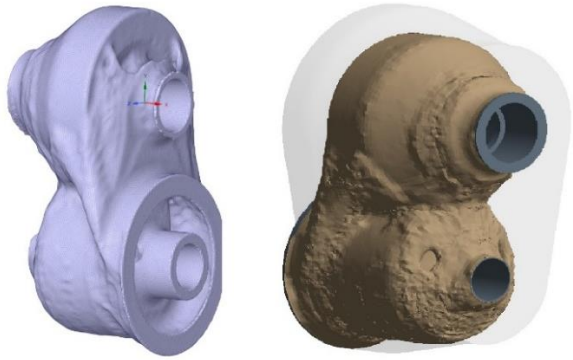


Рис. 3. Результат топологической оптимизации корпуса редуктора ТВД

Как видно из результатов топологической оптимизации, представленных на рисунке 3, использование требований к сохранению исходной геометрии только для к поверхностей, к которым прикладываются граничные условия и нагрузки приводит к формированию незамкнутых конструкций корпуса [5,6]. Однако применение инструментов последующего обертывания результирующей конструкции в замкнутую поверхность также является некорректной трактовкой результатов оптимизации. Стенки корпусных деталей редукторов, имеют минимальную толщину, ограничиваемую технологическими возможностями для соответствующего метода изготовления (литье, фрезерование, аддитивные технологии и др.), которые создают значительную жесткость конструкции и должна учитываться при постановке задачи оптимизации корпуса.

Серьезным препятствием к применению методов топологической оптимизации на практике является высокая сложность геометрических форм результирующей конструкции, ограничивающая применением традиционных методов для их изготовления [7, 8]. Для корпусных деталей перспективным решением, расширяющим возможности применения ТО, является переход на изготовление аддитивными методами.

3 Заключение

Опыт применения ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» методов параметрической и топологической оптимизации при проектировании деталей авиационных трансмиссий позволил сформировать подходы к качественному улучшению весовых характеристик как проектируемых, так и модернизируемых изделий. Наиболее эффективное применение методов топологической оптимизации в конструкциях корпусных деталей редукторов может сочетаться с переходом к аддитивным методам изготовления, однако серьезным ограничением при разработке и сертификации таких конструкций является строгий набор требований к комплексу испытаний, необходимых для подтверждения высокого уровня их надежности. Сочетание предварительного проектирования с помощью методов топологической оптимизации для корректировки исходного шаблона при последующей параметрической оптимизации позволяет уже в настоящее время совершенствовать конструкции трансмиссий вертолетов, достигая снижения веса основных деталей до 35%

Список использованных источников

[1] Л.Б. Бушмарин, П.П. Дементьев, Г.И. Иоффе и др. Механические передачи вертолетов. Под ред. В.Н. Кестельмана. М.: Машиностроение, 1983. – 120 с.

[2] Петровский А. Н. К задаче оптимизации параметров эвольвентного зацепления // Труды НГТУ им. Р. Е. Алексеева. 2011. №2.

[3] Калинин Д.В. Перспективные направления совершенствования трансмиссий винтокрылых летательных аппаратов // Авиационные двигатели. 2023. No 4 (21). С. 39–50.

[4] D.V. Kalinin, M.S. Svinareva, N.A. Gudkov: A Feasibility Analysis to Use Topological Optimization in Gear Design. Machines and Plants: Design and Exploiting, 2017, no. 03, pp. 35–45.

[5] Ramadani, Riad & Belsak, Ales & Kegl, M. & Predan, Jožef & Pehan, Stanislav. Topology Optimization Based Design of Lightweight and Low Vibration Gear Bodies. International Journal of Simulation Modelling. 17. 92-104. 10.2507/IJSIMM17(1)419.

[6] Хитрин А. М., Ерофеева М. М., Туктамышев В. Р., Ширяев А. А. Топологическая оптимизация корпусных деталей вертолетного редуктора // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. №53.

[7] В.И. Кулик, А.С. Нилов. Аддитивные технологии в производстве изделий авиационной и ракетно-космической техники: учебное пособие / В.И. Кулик, А.С. Нилов; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. − 160 с.

[8] Shengnan Zhuang. Gearbox housing topology optimization with respect to gear misalignment. Linköping, 22 May 2012.

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПОСТРОЕНИЕ БЛОКИРУЮЩИХ КОНТУРОВ ДЛЯ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОЭФФИЦИЕНТОВ СМЕЩЕНИЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ПЕРЕДАЧ

С.А. Варсеева, Д.В. Дорофеев, Д.В. Калинин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе описаны преимущества перехода к применению автоматизированных способов построения блокирующих контуров при выборе коэффициентов смещения для цилиндрических зубчатых колес, а также некоторые особенности реализации подхода, применяемого при создании блокирующих контуров в программе для ЭВМ «GEARACL 2024».

AUTOMISED BLOCKING CONTOURS CHARTING FOR THE PURPOSE OF SELECTING OPTIMAL PARAMETERS OF PROFILE SHIFT COEFFICIENTS FOR CYLINDRICAL GEARS

S. A. Varseeva, D.V. Dorofeev, D.V. Kalinin
CIAM, Moscow, Russia

The paper describes the advantages of transitioning to automated methods for constructing blocking contours when selecting profile shift coefficients for cylindrical gears, as well as certain implementation features of the approach used to create blocking contours in the software "GEARACL 2024".

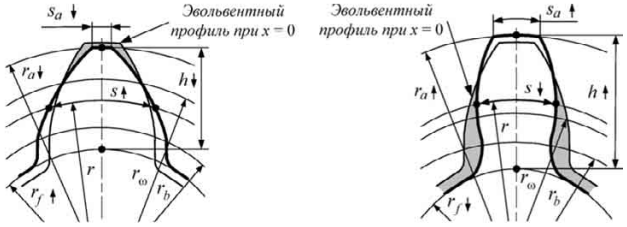
1 Введение

Процесс проектирования зубчатой передачи включает геометрический расчет по отечественному и международному стандартам [1, 2] для создания плоской и объемной моделей зубчатых колес. Кроме того, проводится прочностной расчет [3, 4] для оценки контактной выносливости и прочности на изгиб. В случае неудовлетворительных результатов работоспособности зубчатой передачи рекомендуется корректировать исходные данные и повторять расчеты. Чтобы достичь оптимальных характеристик зубчатого зацепления, необходимо удовлетворить требования проверочного расчета качества зацепления.

Качественные показатели работы зубчатых передач определяются геометрическими параметрами профилей зубьев колес. Особую роль играют коэффициенты смещения реечного инструмента, которые позволяют оказывать влияние на качественные показатели при установленных параметрах профиля, что делает их рациональный выбор критически важным при проектировании.

При положительном смещении инструмента (рис. 1, а) формируется профиль зуба с повышенной прочностью на изгиб, но возможно снижение контактного давления и заострение зуба.

При отрицательном смещении инструмента (рис. 1, б) формируется профиль зуба с пониженной изгибной прочностью вследствие подрезания зуба у впадины.



а) б)

Рис. 1. Влияние смещении инструмента на зуб

В стандарте [1] содержатся рекомендации по выбору коэффициентов смещения в зависимости от величины межосевого расстояния, типа передачи и числа зубьев, но их вариативность ограничена.

Оптимальный метод определения допустимых значений коэффициентов — использование блокирующего контура. В плоской системе координат (x_1, x_2) для различных комбинаций чисел зубьев строятся кривые, отражающие зависимость геометрических параметров от качественных показателей. Разработкой этой методики занимались

М.Б. Громан [5], В.А. Гавриленко [6] и И.А. Болотовский [7].

Блокирующие контуры, представленные в литературе [1, 8] определены для следующих диапазонов параметров:

$$8 \le z_1 \le 40;\ 8 \le z_2 \le 125;\ \alpha = 20°$$

Блокирующий контур формируется кривыми, ограничивающими допустимые значения коэффициентов смещения, чтобы исключить:

- заострение (по минимальной нормальной толщины зуба на вершине);
- подрезание (по минимальному значению коэффициентов смещения);
- интерференцию зубьев.

Также учитывается ограничение на минимальный коэффициент торцевого перекрытия.

Основная сложность при построении контура — определение границы подрезания без снижения коэффициента перекрытия. В стандарте [1] эта линия включена в блокирующий контур, однако соответствующая расчётная формула отсутствует.

Многие геометрические параметры зубчатой передачи зависят от коэффициентов смещения: в уравнениях кривых возникают две неизвестные величины x_1 и x_2, что усложняет их аналитическое решение. Особую трудность представляет расчет инволюты по формуле Ченга. В исследованиях кривые строятся методом подбора: для каждого x_1 определяется соответствующее x_2, удовлетворяющее уравнениям.

Чтобы достичь оптимальных характеристик зубчатого зацепления, необходимо выбирать коэффициенты смещений в области блокирующего контура, опираясь на следующие критерии:

- характеристики, влияющие на плавность и бесшумность зацепления;
- износостойкость;
- контактная и изгибная прочность зубьев.

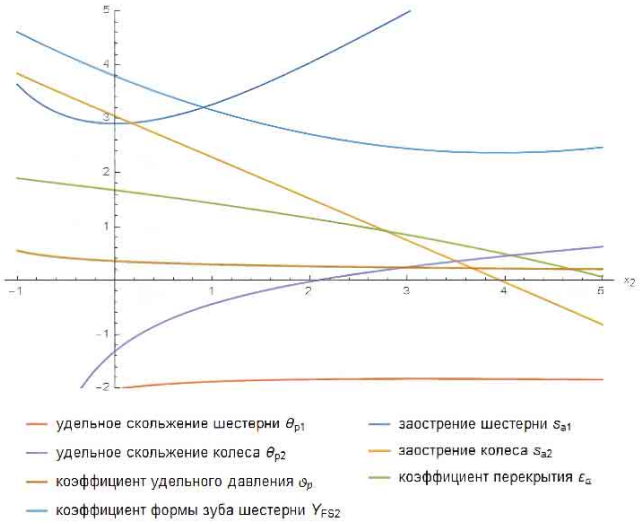


Рис. 2. Зависимость качественных показателей от коэффициента смещения

Таким образом, при работе с блокирующим контуров возникают следующие проблемы:

- сложность использования при аналитическом расчете с помощью программ;
- ограниченность вариантов только для стандартных параметров профиля;
- неоднозначность постановки задачи выбора при нескольких ограничениях и критериях.

2 Постановка задачи выбора оптимальных параметров коэффициентов смещения при автоматизированном проектировании зубчатых колес

В отечественной практике известны примеры создания программ для построения блокирующих контуров [9, 10]. Обобщая опыт их применения, а также опыт конструирования высоконагруженных передач на отечественных авиационных предприятиях в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» и в частности работы Э.Б. Вулгаков, Л.Д. Часовников [11, 12] сформирована следующая постановка задачи выбора оптимальных параметров коэффициентов смещения для цилиндрических зубчатых колес в зависимость от требуемого результата:

1. изменение габаритов зубчатой передачи (коэффициенты смещения подбираются по заданному межосевому расстоянию);
2. уменьшение ударных нагрузок на зубья при входе и выходе из зацепления (максимальный коэффициент перекрытия);
3. уменьшение износа зубьев (выравнивание удельного скольжение в передаче);
4. устранение подрезания зубьев (минимально допустимые коэффициенты смещения);
5. устранение заострения зубьев (минимально допустимая толщина зуба на вершине);
6. увеличение изгибной прочности (максимальный коэффициент формы зубы);
7. равнопрочность при изгибе (выравнивания коэффициентов формы зуба);
8. увеличение контактной прочности (минимальный коэффициент удельного давления).

В программном комплексе «GEARACL 2024» [13] реализован алгоритм автоматического построения блокирующих контуров на основе исходных данных: число зубьев, модуль, геометрия исходного контура и межосевое расстояние.

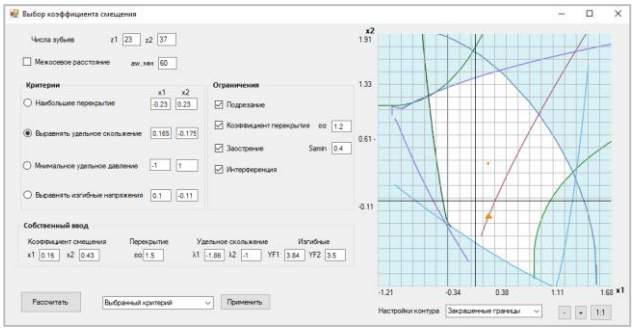


Рис. 3. Модуль построения блокирующего контура в программе «GEARACL 2024»

В технической литературе и нормативной документации отсутствует регламентированный подход к выбору коэффициента смещения на основе блокирующего контура. В связи с этим, в рамках разработанного расчетного модуля пользователю предоставляется возможность самостоятельного выбора одного из предложенных критериев:

- максимизация коэффициента перекрытия;
- минимизация удельного давления
- выравнивание удельных скольжений или изгибных напряжений при сохранении требуемого межосевого расстояния.

Модуль построения блокирующего контура в программе «GEARACL 2024» позволяет достаточно точно определить область допустимых значений коэффициентов смещения для корректной работы зубчатой передачи, а также при необходимости улучшить качественные характеристики передачи.

3 Заключение

Применение блокирующих контуров представляет собой эффективный метод определения оптимальных коэффициентов смещения при проектировании цилиндрических зубчатых передач. Автоматизация процесса построения таких контуров обеспечивает учет индивидуальных геометрических и кинематических характеристик каждой передачи, что приводит к значительному повышению точности расчетных параметров при одновременном сокращении временных затрат на проектирование.

Реализация предложенного алгоритма в специализированном программном комплексе «GEARACL 2024» подтверждает практическую значимость автоматизированных систем для решения задач проектирования зубчатых зацеплений и существенно упрощает этот процесс, позволяя оперативно анализировать влияние коэффициентов смещения на характеристики передачи.

Дальнейшее развитие и совершенствование алгоритмов построения блокирующих контуров, расширение диапазона рассматриваемых параметров, а также разработка универсальных рекомендаций по выбору коэффициентов смещения.

Список использованных источников

[1] ГОСТ 16532-70. Передачи зубчатые цилиндрические эвольвентные внешнего зацепления. Расчёт геометрии. М.: Изд-во стандартов – 1983, 41 с.

[2] ISO 21771-1. Gears — Cylindrical involute gears and gear pairs — Concepts and geometry.

[3] ГОСТ 21354-87. Передачи зубчатые цилиндрические эвольвентные внешнего зацепления. Расчет на прочность. М.: Изд-во стандартов – 1988, 129 с.

[4] ISO 6336:2006. Calculation of load capacity of spur and helical gears.

[5] Громан М.Б. Подбор коррекции зубчатых передач – Вестник машиностроения. 1955. № 2.

[6] Гавриленко В.А. Основы теории эвольвентной зубчатой передачи. М.: Машиностроение, 1969. 431 с.

[7] Болотовская Т.П., Болотовский И.А., Смирнов В.Э. Справочник по корригированию зубчатых колес. М.— Свердловск: Машгиз, 1962. 215 с.

[8] Болотовский И.А., Безруков В.И., Васильева О.Ф. и др. Справочник по геометрическому расчету эвольвентных зубчатых и червячных передач — Машиностроение, 1986. 448 с.

[9] Голованев В. Применение оптимизационных методов и интерактивного блокирующего контура при выборе коэффициентов смещения (корригировании) цилиндрических эвольвентных зубчатых передач внешнего зацепления. – САПР и графика, 2014, 5 с.

[10] Гольдфарб В. И., Ткачев А. А. Проектирование эвольвентных цилиндрических передач. Новый подход. – Ижевск: Изд-во ИжГТУ – 2004, 94 с.

[11] Вулгаков Э.Б. Авиационные зубчатые передачи и редукторы. – М.: Машиностроение –1981, 374 с.

[12] Часовников Л.Д. Передачи зацеплением (зубчатые и червячные). — М., Машиностроение, 1969г.,
486 с.

[13] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024690901 («GEARACL 2024») от 11.12.2024 г. Правообладатель: Федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова» (RU) Авторы: Дорофеев Д. В., Калинин Д. В., Жуков А. В., Варсеева С. А.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ УЧЕТА БИГАРМОНИЧЕСКОГО ХАРАКТЕРА НАГРУЖЕНИЯ ВАЛОВ АВИАЦИОННЫХ ТРАНСМИССИЙ ПРИ ОЦЕНКЕ ИХ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ

А.В. Жуков, Д.В. Калинин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассматривается возможность учета бигармонического характера воздействия нагрузок на элементы авиационных трансмиссий на примере валов воздушных и несущих винтов. Представлена одна из методик определения эквивалентных напряжений, учитывающая двухчастотный состав спектра нагружения. Выполнена сравнительная оценка результатов для случаев условно принятого моногармонического и бигармонического характера нагружения детали. Указаны направления дальнейших исследований.

ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF TAKING INTO ACCOUNT THE BIHARMONIC CHARACTER OF LOADING OF AIRCRAFT TRANSMISSION SHAFTS WHEN ESTIMATING THEIR FATIGUE STRENGTH

A.V. Zhukov, D.V. Kalinin
CIAM, Moscow, Russia

The paper considers the possibility of taking into account the bi-harmonic character of the impact of loads on the elements of aircraft transmissions on the example of shafts of air and bearing propellers. The technique of determination of equivalent stresses, taking into account the two-frequency composition of the loading spectrum, is presented. Comparative estimation of results for cases of conditionally accepted monoharmonic and biharmonic character of loading of a part is carried out. The directions of further research are stated.

1 Введение

В отечественной практике расчетов на прочность деталей авиационных трансмиссий, как правило, рассматриваются следующие виды нагружения элементов конструкции: простое стационарное, сложное блочное или случайное нагружение [1]. Для оценки долговечности и усталостной прочности большинства деталей трансмиссий такая схематизация процессов нагружения является достаточной и показывает удовлетворительную сходимость с результатами экспериментальных исследований и эксплуатации.

Тем не менее, реальный процесс нагружения некоторых элементов характеризуется одновременным воздействием на них однотипных циклических нагрузок с различной частотой. Например, переменные составляющие крутящего момента и тяги оказывают воздействие на валы воздушных и несущих винтов с частотой, кратной количеству лопастей винта, в то время как частота воздействия изгибающего момента от внешних аэродинамических сил соответствует роторной частоте вала. В первом приближении такое нагружение можно рассматривать как бигармоническое (двухчастотное), схематизация которого условно соответствует рисунку ниже.

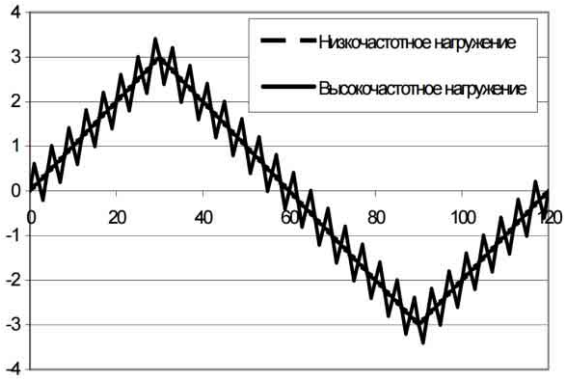


Схема бигармонического нагружения [2]

Очевидно, что наиболее достоверные сведения о характеристиках сопротивления усталости деталей, подверженных бигармоническому нагружению, можно получить экспериментально, однако проведение подобных исследований затруднено в силу дороговизны и технических особенностей испытательного оборудования [3]. В связи с этим существует необходимость формирования расчетных методов, способных обеспечить удовлетворительную

оценку усталостной долговечности элементов авиационных трансмиссий при бигармоническом нагружении.

2 Математическая модель

Для расчетной оценки долговечности при двухчастотном нагружении воспользуемся гипотезой линейного суммирования повреждаемостей. Предположим, что повреждаемость детали обуславливается амплитудами напряжений отдельных составляющих двухчастотного нагружения. Тогда относительное повреждение за один цикл эквивалентного регулярного нагружения можно представить в виде [4]:

$$\frac{1}{N_{\text{экв}}(\sigma_{\text{экв}})} = \frac{1}{N_{\text{н}}(\sigma_{\text{н}})} + \frac{F}{N_{\text{в}}(\sigma_{\text{в}})}, \quad (1)$$

где $N_{\text{н}}$ – допускаемое циклов при низкочастотном нагружении амплитудным напряжением $\sigma_{\text{н}}$ с частотой $f_{\text{н}}$; $N_{\text{в}}$ – допускаемое циклов при высокочастотном нагружении амплитудным напряжением $\sigma_{\text{в}}$ с частотой $f_{\text{в}}$; $F = f_{\text{в}}/f_{\text{н}}$.

Вид выражения (1) предопределяет тот факт, что частота эквивалентного нагружения в рассматриваемом случае совпадает с частотой низкочастотной составляющей исходного нагружения. Учитывая, что в применении к валам воздушных и несущих винтов отношение F имеет относительное малое значение (от 2 до 10), можем предположить, что первичные кривые усталости материала для высокой и низкой частоты нагружения совпадают. Таким образом, получим следующую формулу для расчетной долговечности эквивалентного режима:

$$N_{\text{экв}}(\sigma_{\text{экв}}) = \frac{C}{\sigma_{\text{н}}^m + F \cdot \sigma_{\text{в}}^m}, \quad (2)$$

где C, m – постоянные кривой усталости материала.

Эквивалентное напряжение при этом определяется по формуле:

$$\sigma_{\text{экв}} = \left(\frac{C}{N_{\text{экв}}}\right)^{1/m} = (\sigma_{\text{н}}^m + F \cdot \sigma_{\text{в}}^m)^{1/m}. \quad (3)$$

3 Сравнение расчетных значений напряжений при классическом подходе, основанном на предположении о моночастотной нагрузке, и с учетом бигармонического характера нагружения

Рассмотрим условное сечение вала воздушного винта с некоторым концентратором напряжений. Предположим, что винт имеет три лопасти, а номинальные значения напряжений составляют:

– от изгибающего момента $\sigma_{\text{и}}$ = 80,4 МПа;

– от переменной тяги $\sigma_{\text{т(a)}}$ = 1,5 МПа;

– от постоянной тяги $\sigma_{\text{т(m)}}$ = 15 МПа.

Определим запас усталостной прочности при изгибе и растяжении в рассматриваемом сечении по формуле [1]:

$$n = \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_a \cdot K + \psi \cdot \sigma_{\text{т(m)}}}, \quad (4)$$

где σ_{-1} = 559 МПа – предел выносливости материала; σ_a – переменные нормальные напряжения; K = 3,93 – коэффициент концентрации напряжений; ψ = 0,2 – коэффициент чувствительности материала к асимметрии цикла.

Рассмотрим два расчетных случая для определения σ_a. В первом предположим, что изгибающий момент и переменная тяга воздействуют на вал с одной частотой, тогда

$$\sigma_a = \sigma_{\text{и}} + \sigma_{\text{т(a)}}. \quad (5)$$

Во втором случае в качестве переменных нормальных напряжений примем значения, полученные по формуле (3). При этом примем m равным 8 в соответствии с рекомендациями [1]. Для указанных случаев получим следующие результаты:

– n = 1,719 при моночастотном изменении σ_a;

– n = 1,751 при бигармоническом изменении σ_a.

Нетрудно заметить, что при учете бигармонического характера нагружения значение запаса усталостной прочности по нормальным напряжениям возрастает на 1,87 % по сравнению со значением, полученным из предположения о моночастотном воздействии нагрузок. Полученный результат соответствует предположению о решающем вкладе в повреждаемость низкочастотной нагрузки, которой в рассматриваемом случае является изгибающий момент. Также необходимо отметить значительную разницу в значениях действующих напряжений от изгиба и переменной тяги, что также в значительной степени влияет на результаты расчета.

4 Заключение

На примере валов воздушных и несущих винтов представлена методика определения эквивалентных по повреждаемости амплитудных напряжений, учитывающая бигармонический характер воздействия внешних эксплуатационных нагрузок. Представленные результаты предварительной оценки показывают, что учет двухчастотного характера действия нагрузок способствует повышению расчетных запасов элементов конструкции.

Для дальнейшего развития и формирования методики учета бигармонического действия сил необходимо:

1. Рассмотреть методики, основанные на энергетических принципах накопления повреждаемости.

2. Рассмотреть методики, учитывающие влияние амплитуд суммарных напряжений.

3. Рассмотреть влияние на результаты расчетов циклов типа «Земля-воздух-земля», которые в некоторых источниках также рекомендуется учитывать при расчетах.

4. Рассмотреть влияние получаемых результатов на расчетную оценку ресурсных показателей изделий.

5. Рассмотреть возможность экспериментального подтверждения результатов.

При удовлетворительных результатах выполнения указанных выше пунктов возможно рассмотреть распространение методики на другие детали трансмиссии. Например, при расчетах на усталостную прочность полотен зубчатых колес, которые подвержены действию постоянного крутящего момента и динамических нагрузкам от зацепления.

Список использованных источников

[1] И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. Расчет на прочность деталей машин: справочник. 3-е издание. М.: Машиностроение, 1979. – 702 с. ил.

[2] Стрижиус В. Е. Метод расчета на усталость элементов авиаконструкций при бигармоническом нагруженииии //Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2012. – №. 175. – С. 55-61.

[3] Бусько В. Н. Лабораторная установка для испытаний образцов на усталость с помощью бигармонического нагружения //Приборы и методы измерений. – 2015. – Т. 6. – №. 2. – С. 181-187.

[4] Буглов Е. Г., Коликов Э. А., Филатов М. Я. Исследование усталости стали при бигармоническом нагружении //Проблемы прочности. – 1970. – №. 1. – С. 46-49.

О ПРИМЕНЕНИИ СВЕРТОЧНЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ В ТРИБОЛОГИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКЕ

С. И. Красавин, М.Е. Карелин, Л.В. Милинис
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе описано перспективное направление в области обработки диагностической информации при оценке технического состояния трансмиссий летательных аппаратов. Анализ частиц изнашивания, содержащихся в пробе смазочного масла, осуществляется с использованием разработанной сверточной нейронной сети, позволяющей ускорить процесс идентификации частиц с видом изнашивания. Приведен пример такого распознавания с вероятностью 94 %. Указаны направления по совершенствованию разработанного метода.

ON THE APPLICATION OF CONVOLUTIONAL NEYRAL NETWORKS IN TRIBOLOGICAL DIAGNOSTICS

S.I. Krasavin, M.E. Karelin, L.V. Milinis
[1] CIAM, Moscow, Russia

The paper describes a promising area in the field of diagnostic information processing in assessing the technical condition of aircraft transmissions. The wear particles contained in the lubricating oil sample are analysed using the developed convolutional neural network, which makes it possible to speed up the process of identifying particles with the type of wear. An example of such recognition is given with a probability of 94%. The directions for improving the developed method are indicated.

1 Введение

Трибологическая диагностика состояния механизмов трансмиссий (и пар трения в механизмах) включает в себя анализ частиц изнашивания, содержащихся в пробе смазочного масла, отобранной за определенный период работы. Обычно вид частицы изнашивания определяется визуально по соответствию ее изображения изображению частицы из Атласа [1, 2]. Такой подход трудоемок и требует больших временных затрат. Цель работы заключалась в разработке нейронной сети, позволяющей ускорить процесс идентификации частиц и вида изнашивания.

2 Постановка задачи

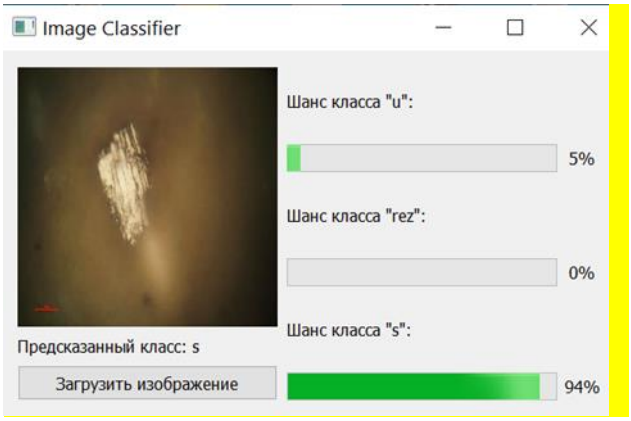
В результате анализа различных способов идентификации изображений с использованием искусственного интеллекта: распознавание лиц, отпечатков пальцев и др. были выбраны так называемые сверточные нейронные сети (СНС). СНС – это тип искусственной нейронной сети, используемой в распознавании и обработке изображений, которая специально предназначена для обработки пиксельных данных.

Анализ частиц износа с использованием разработанной сверточной нейронной сети должен идентифицировать полученный образец (пробу). Это позволит определить вид изнашивания пары трения в авиационных приводах (зубчатые передачи, подшипники качения, подшипники скольжения, передача винт-гайка, др.) с дальнейшим прогнозированием остаточного ресурса [3 -8].

Для обучающего набора данных приведены примеры микрофотографий частиц износа, а также диаграмма, отображающая количество использованных изображений для следующих видов изнашивания: усталостное выкрашивание (u) , при трении скольжения (s) и при заедании (rez).

Учитывается также количество изображений частиц в зависимости от их материала: сталь, бронза, цветной металл, неметалл и кокс. Увеличение количества изображений достигается аугментацией. Большая часть изображений относится к усталостному выкрашиванию.

Представлен также пример результата работы СНС.



Результат обработки изображения частицы изнашивания сверточной нейронной сетью.

На рисунке в окно загружается микрофотография частицы изнашивания из отобранной пробы смазочного масла, которая затем обрабатывается сверточной нейронной сетью и определяется вероятность соответствия конкретному виду изнашивания - в данном случае - класс “s”.

3 Заключение

Для дальнейшего улучшения результатов идентификации частиц изнашивания необходимо расширить и дополнить обучающий набор данных. Тогда сеть получит более полное представление о характеристиках каждого вида изнашивания и точность идентификации повысится.

Дополнительные данные должны точно соответствовать определенному виду изнашивания (например, использование результатов испытаний на усталостное выкрашивание на роликовом стенде, получение данных с анализатора частиц изнашивания и из других источников).

Список использованных источников

[1] D.P. Anderson. Wear Particle Atlas. Report Naval Air Engineering Center.92-163. Reprinted 1995. PREDICI/DLI. Cleveland. Ohio. USA, 192 p

[2] Wear Particle Atlas. Version 2.0. Lubrisoft. Monash University, Melbourne, Victoria, Australia, 1997.

[3] Степанов В.А. Диагностика технического состояния узлов трансмиссий газотурбинных двигателей по параметрам продуктов износа в масле. Рыбинск: НПО Сатурн, 2002, 230 с.

[4] Володко А.М. Автоматизированный мониторинг работоспособности и применения зарубежных вертолетов//Сборник обзорной информации «Проблемы безопасности полетов». М.: ВИНИТИ РАН. 2003.

[5] RAADNUI S. Wear particle analysis-utilization of quantitative computer image analysis: A review [J]. *Tribology International*, 2005, 38(10):871–878.

[6] WU Tonghai, WANG Weigan, WU Jiaoyi, et al. Improvement on on-line ferrograph image identification [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 23(1):1–5.

[7] Wu Tonghai, Peng Yeping, Sheng Chenxing, Wu Jiaoyi. Intelligent Identification of Wear Mechanism via On-line Ferrograph Images. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*. Vol. 27, No. 2, 2014.

[8] Джулли, Антонио. Библиотека Keras – инструмент глубокого обучения. Реализация нейронных сетей с помощью библиотек Theano и TensorFlow / Антонио Джулли. - М.: ДМК Пресс, 2017. **- 403** с.

НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА И ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНИЧЕСКИХ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ

Е. С. Трубачев[1,2], К. В. Богданов[1,2], Т. А. Пушкарева[2]
[1] ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск,
[2] ООО «Малое инновационное предприятие «Механик», Ижевск

В докладе представлены две разновидности конических зубчатых передач – со спиралевидными зубьями, обрабатывающимися на распространённых зубофрезерных станках и фрезерных обрабатывающих центрах, и с прямыми зубьями, обрабатывающимися на фрезерных обрабатывающих центрах и зубошлифовальных станках, работающих методом копирования. Дана схема процесса проектирования передач. Перечислены основные общие и специфические для каждой разновидности особенности проектирования и изготовления.

NEW POSSIBILITIES OF PRODUCTION AND DESIGN OF BEVEL GEARS

E. S. Trubachev[1,2], K. V. Bogdanov[1,2], T. A. Pushkareva[2]
[1] Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia
[2] MIP Mechanic Ltd., Izhevsk, Russia
truba@istu.ru

The report presents two kinds of bevel gears – with spiral-type teeth machined on common hobbing machines and milling machining centers and with straight teeth machined on milling machining centers and copy grinding machines. A scheme of the gear design process is given. The main general and specific for each variety features of design and manufacturing are listed.

1 Введение

В технике и технологии конических зубчатых передач, являющихся одним из сложных объектов проектирования и производства, отечественная промышленность, в т. ч. авиационная, оказалась в сильной зависимости от зарубежных решений, технологическом и программном обеспечении и нормативной базы. Это касается передач и с прямыми, и с криволинейными зубьями. В настоящей статье рассмотрены новые методы производства и соответствующие приёмы проектирования обеих указанных разновидностей передач.

2 Метод зуботочения спиралевидных зубьев

Метод реализует непрерывное деление на зубья и основан на применении двух обкаточных резцовых головок, каждая из которых предназначена в отдельности для шестерни и колеса [1] и конструктивно построена на базе укороченного производящего червяка. Витки головки несколько утонены и понижены по отношению к расчётным виткам производящего червяка. На торцах витков выполнены слоты под твёрдосплавные пластины, как правило, обычные ромбические. В ходе нарезания головка совершает два движения, согласованные с вращением заготовки – вращение вокруг оси, и подача преимущественно вдоль оси. При этом режущие лезвия образуют в пространстве винтовые производящие поверхности разных (правого и левого) направлений для шестерни и колеса, имеющие постоянный или переменный шаг. Таким образом, схема нарезания во многом подобна схеме зуботочениия (скайвинга), применяемого для цилиндрических зубчатых колёс. Метод реализован на зубофрезерных станках (универсальных и с ЧПУ) и на вертикальных обрабатывающих центрах – рис. 1.

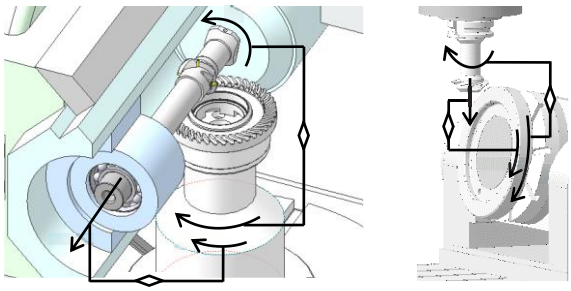


Рис. 1. Нарезание спиральных зубьев обкаточной резцовой головкой на зубофрезерном станке (слева) и вертикальном обрабатывающем центре

Он показал хорошие производительность, качество обработанных поверхностей, управление

пятном контакта, гибкость и простоту реализации в сравнении с традиционными методами обработки криволинейных зубьев. Кроме того, метод позволяет нарезать зубья на колёсах со ступичной частью со стороны венца или обратной конусностью (может быть полезным для прецессионных передач).

3 Метод нарезания прямых зубьев копированием

Наибольшее распространение получили обкатные прямозубые конические передачи, образуемые с помощью плоского производящего колеса. Известны также приближённая передача, нарезаемая при единичном делении круговыми протяжками (метод Revacycle), и полуобкатная передача, нарезаемая дисковыми инструментами также при единичном делении [2]. Тема обработки зубьев концевым, дисковым или торцовым инструментом копированием на распространённом многокоординатном оборудовании с ЧПУ также не нова, производители станков приводят видео, демонстрирующие такие возможности. Однако работ, представляющих реализованную серийную технологию в целом, процесс проектирования и особенности проектных решений практически нет. В настоящем докладе рассмотрен метод нарезания прямых зубьев конических зубчатых колёс дисковыми инструментами: сборной дисковой фрезой на обрабатывающем центре и дисковым шлифовальным кругом на зубошлифовальном станке, работающем по методу копирования – рис. 2. Как минимум, для одного из звеньев передачи, нарезаемых таким способом, профиль инструмента (и, соответственно, производящей поверхности) должен быть существенно вогнутым, а для продольной локализации контакта подача инструмента должна быть криволинейной (например, по дуге окружности).

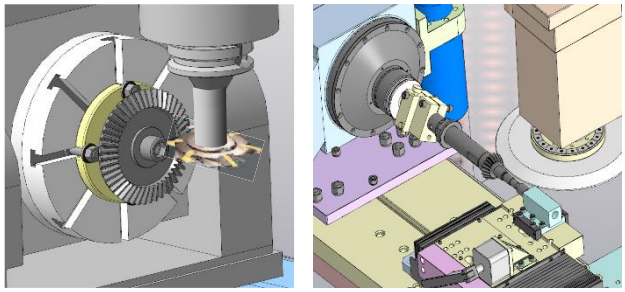


Рис. 2. Нарезание прямых зубьев дисковыми инструментами на вертикальном обрабатывающем центре (слева) и зубошлифовальном станке

4 Схема расчёта передачи и станочных наладок

Для обоих рассматриваемых вариантов передачи проектируются как приближённые, одна из главных задач расчёта – обеспечить допустимую величину погрешности зубцовой частоты. Для современных ответственных передач эта задача может быть решена лишь при использовании соответствующих САПР [3, 4]. Последовательность автоматизированного расчёта может быть следующей:

1. Расчёт схемы передачи. Сюда входит задание и расчёт передаточного отношения, межосевого угла, продольной и осевой формы зубьев, диаметров и углов конуса начальных поверхностей звеньев.
2. Задание и расчёт параметров формообразования и геометрии одного из звеньев.
3. Расчёт боковой поверхности зубьев второго звена – огибающей боковой поверхности зубьев первого. Физически она не реализуется, а нужна для:
   – выбора и оценки параметров формообразования зубьев как отсчётная поверхность;
   – оценки, можно сказать, наивысших достижимых нагрузочных показателей передачи.
4. Расчёт линейно сопряжённой передачи: линий контакта, показателей зацепления, силовых и нагрузочных характеристик.
5. Расчёт станочной наладки для обработки зубьев второго звена передачи:

– на огибающих поверхностях колеса выбираются расчётные точки и рассчитываются нормали в них;
– подбором параметров наладки обеспечивается касание производящих и формируемых поверхностей в расчётных точках;
– производится оценка поля модификаций (Ease-Off).

В этой последовательности шестерня или колесо – любое из звеньев передачи может быть выбрано в качестве первого или второго. В значительной мере представленная последовательность наследует последовательность проектирования передач червячного типа, предложенную профессором В. И. Гольдфарбом [5], а также подход, предложенный профессором М. Г. Сегалем для конических передач с круговыми зубьями [6] для оценки модификаций зубьев и локализованного контакта. Расчёт по представленной схеме реализован в программном комплексе проектирования конических передач «Bevel+».

5 Некоторые важные особенности

Общие для двух разновидностей особенности:

1. Предусматривается четыре варианта выбора осевой формы зуба: три стандартных и вариант с нестандартной формой. В последнем случае по сравнению со стандартной формой зуба II дополнительно имеется возможность корректировки углов начальных конусов. Таким образом, проектируемые передачи могут несколько отличаться от стандартных, у которых начальные конусы обязаны совпадать с аксоидами. Внешне это отличие малозаметно – рис. 3, эксплуатационные показатели в результате этой корректировки также изменяются мало. Корректировка обычно нужна для обеспечения нужной модификации зубьев.

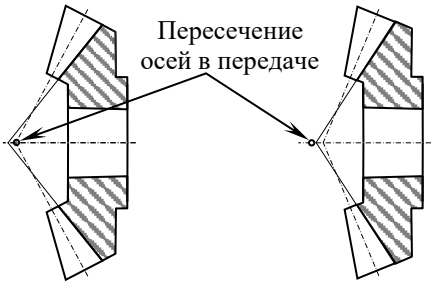


Рис. 3. Колёса со стандартной (форма II – слева) и нестандартной (справа) формами зубьев

2. В передачах отсутствует общий производящий элемент (рейка или колесо), поэтому смещение следует предусматривать для одного из звеньев передачи. По аналогии с червячными передачами, в качестве этого звена выбрана шестерня, а увеличение коэффициента смещения при одном и том же межосевом угле влечёт к смещению начального конуса к вершинам зубьев шестерни и к уменьшению конуса её вершин – рис. 4.

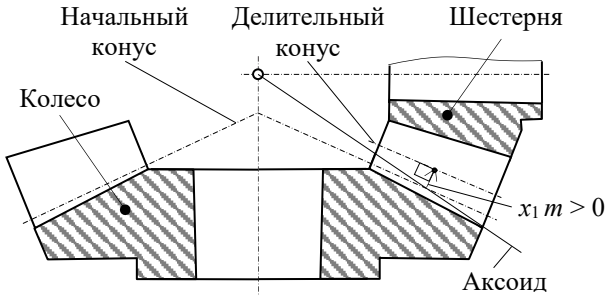


Рис. 4. Смещение $x_1 m$ в предлагаемых передачах

Передача со спиралевидными зубьями:

1. В качестве модуля выбирается осевой модуль производящего червяка шестерни. Для обеспечения нужной модификации зубьев он обычно несколько отличается от модуля производящего червяка колеса.

2. Средний угол наклона линии зубьев (угол спирали) в передачах часто оказывается несколько большим, чем в традиционных конических передачах (с круговой и циклоидальной линией зуба). Обычно он оказывается в пределах 30°…53°, причём бóльшим передаточным отношениям (в пределах 1…5) соответствуют бóльшие углы. Эта особенность имеет противоречивое значение: увеличение угла ведёт к увеличению сил, действующих в зацеплении, однако и к увеличению коэффициента перекрытия, т. е. способствует большей плавности работы и большей изгибной прочности зубьев.

3. Зубья, образуемые производящим червяком разумно делать равновысокими (осевая форма III).

4. Число заходов производящего червяка следует выбирать кратным 2 или 3 с целью разделения припуска, удаляемого каждым из резцов головки с двух противоположных поверхностей зуба, или, дополнительно, – со дна впадины. Числа зубьев шестерни и колеса не должны иметь общих множителей с числом заходов соответствующих производящих червяков, чтобы обеспечить непрерывное деление при нарезании.

5. Профильная локализация контакта обеспечивается автоматически, т. к. при прямолинейных кромках резцов образуется производящий червяк вида ZN1 (SZN1) имеющий вогнутый осевой профиль, причём тем более вогнутый, чем больше угол подъёма витка.

6. Продольная локализация контакта обеспечивается выбором той или иной комбинации станочного межосевого угла и модуля производящего червяка, причём очень схожие картины модификаций (Ease-Off) могут быть обеспечены при различных комбинациях, что даёт хорошие возможности для унификации инструмента, управления локализованным контактом и обеспечения достаточно большого диаметра и, соответственно, жёсткости и лучшей компоновки сборного инструмента.

7. Для компенсации изгибных деформаций инструмента из-за сил резания и исправления пятна контакта обычно требуется корректировка параметров наладки: станочные межосевые угол и расстояние, модуль производящего червяка и степень его варьирования, направление подачи инструмента.

8. Обеспечивается хорошая производительность (колесо с диаметром 175 мм

нарезается за 5 мин.) и шероховатость (R_a 1,25…1,6 мкм при обработке зубьев до упрочнения и 0,20…0,30 мкм – после).

Передача с прямыми зубьями:

1. В качестве модуля, как обычно, может выбираться средний или внешний окружной модуль.

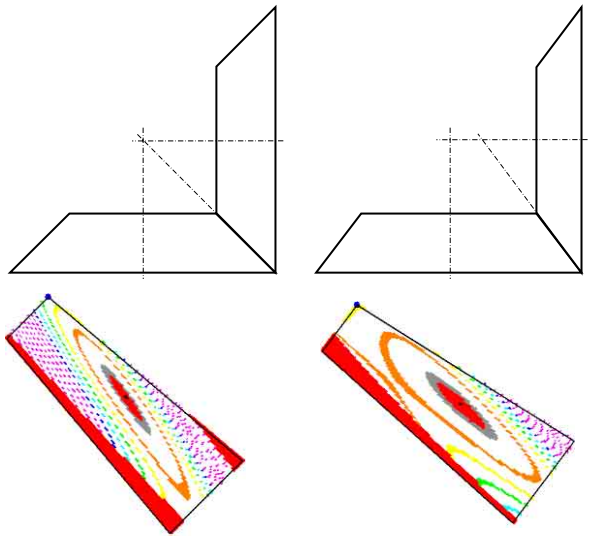
2. Углы конусов вершин следует выбирать из условия принадлежности вектора подачи инструмента касательным плоскостям к зубьям в выбранных расчётных точках. Как правило, этому условию удовлетворяют углы конусов впадин зубьев, отличные от стандартизованных (рис. 3).

3. Возможен вариант, при котором зубья колеса окончательно обрабатываются дисковой фрезой с прямым профилем и за один рабочий ход, а зубья шестерни – дисковым шлифовальным кругом с вогнутым профилем. В этом случае одним из главных факторов, ограничивающих выбор параметров (числа зубьев, углов профиля, коэффициента смещения шестерни), является подрезание зубьев колеса.

4. Лучшие условия локализованного контакта обеспечиваются при дуговой форме профиля обоих инструментов – для шестерни и для колеса.

5. Возможно унифицировать (применить одинаковые) инструменты для шестерни и колеса.

6. При стандартных углах начальных конусов пятно контакта имеет резко диагональную форму, и на зубьях имеются участки с большими (до 0,5 мм и более) модификациями (рис. 5а), что сокращает фактически работающую зону зуба. Для исправления этого (рис. 5б) следует применять углы начальных конусов, на 2°…10° отличные от стандартных (рис. 3).



а) углы конусов 45° б) угол конуса шестерни 53°

Рис. 5. Диагональное и продольное поля модификаций для передач с разными углами начальных конусов (передаточное отношение 1:1)

7. Для передач с необходимой повышенной плавностью работы следует применять более сложную форму модификации профиля инструмента – например, не по одной дуге окружности, а по двум или трём, плавно сопряжённым друг с другом.

6 Перспективы развития технологии

Одним из важнейших вопросов технологии зубообработки является вопрос чистовой обработки термоупрочнённых зубьев. Обе технологии дают принципиальную возможность этого. В технологии зуботочения это – лезвийная обработка закалённых зубьев. К её достоинствам и недостаткам, отмеченным в [7], добавим, что она создаёт на поверхности зубьев слой со сжимающими остаточными напряжениями. Для второй технологии зубья можно обработать на распространённых зубошлифовальных станках, работающих с единичным делением. Главным вопросом здесь, на наш взгляд, является отладка формы и степени профильной модификации инструмента.

7 Заключение

Рассмотренные две технологии обработки прямых и спиралевидных зубьев конических зубчатых передач основаны на отечественном и/или, по крайней мере, широкодоступном технологическом обеспечении. Они реализованы в мелкосерийном производстве зубчатых передач и редукторов на Малом инновационном предприятии «Механик». Технологии предусматривают отделку закалённых зубьев. Всё это даёт одно из возможных решений задачи обеспечения технологической независимости машиностроения в отношении технологии производства конических передач и перспективу применения методов в авиастроении.

Список использованных источников

[1] E. S. Trubachev, K. V. Bogdanov, T. A. Pushkareva: Advanced method of cutting spiroid, worm and bevel gearwheel teeth by running-in cutter heads, in: Forsch Ingenieurwes 86, pp. 709-719 (2022).

[2] Пазяк А. А., Сызранцев В. Н. Продольная модификация поверхности зуба колеса полуобкатной прямозубой плоскоконической передачи. Известия высших учебных заведений. Нефть и газ. 2016;(3):122-129. https://doi.org/10.31660/0445-0108-2016-3-122-129

[3] Шевелева Г. И., Волков А. Э., Медведев В. И. Алгоритм геометро-кинематического анализа зацепления зубчатых колес // Вестник машиностроения. 2004. No 8.

[4] 2. Волков А. Э., Медведев В. И., Бирюков С. С. Алгоритмы синтеза и анализа зацепления эвольвентных прямозубых конических колес с локализованным контактом // Вестник МГТУ «Станкин». 2019. No 1 (48). С. 98–105.

[5] Гольдфарб В. И. Аспекты проблемы автоматизации проектирования передач и редукторов // Передачи и трансмиссии: Научный журнал Технического комитета по зубчатым передачам IFToMM. – Ижевск, 1991. – №1. С. 20-24.

[6] Сегаль М. Г. Об определении границ пятна контакта зубьев конических и гипоидных передач // Машиноведение. – М., 1972. – №4.

[7] Штадтфельд Х. Обзор трансмиссий электромобилей: новые решения для трансмиссий электрических и гибридных транспортных средств / перевод на русский язык Прилепского В. И. - Саратов: Новый ветер, 2023. - 239 с. : ил. - Библиогр.: с. 232 (6 назв.). - Указ.: с. 234-235. - Пер. изд.: eDrive transmission guide / H. Stadtfeld / Gleason Works / Rochester, USA. - 2020. - 300 экз. - ISBN 978-5-98116-280-0.

ОБОСНОВАНИЕ РАСЧЁТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИХ И ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РЕШЕНИЙ АВИАЦИОННЫХ ПЕРЕДАТОЧНЫХ МЕХАНИЗМОВ С ПОВЫШЕННЫМИ ФУНКЦИОНАЛЬНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ПОКАЗАТЕЛЯМИ

Е.С. Новиков, С.В. Гаспарян
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе выполнен анализ возможных кинематических схем передаточных механизмов приводов вентиляторов малых газотурбинных двигателей. Предложены рекомендации по выбору рациональной формы поперечного сечения высоконагруженных зубчатых колес и синтезу зацеплений.

SUBSTANTIATION OF CALCULATION-THEORETICAL AND DESIGN-ENGINERING SOLUTIONS FOR AVIATION TRASMISSION MECHANISMS WITH INCREASED FUNCTIONAL AND OPERATIONAL INDICATORS

E.S. Novikov, S.V. Gasparyan
CIAM, Moscow, Russia

The paper analyzes possible kinematic schemes of transmission mechanisms for fan transmission of small gas turbine engines. Recommendations on choosing a rational cross-section shape for highly loaded gears and the synthesis of gearings are proposed.

1 Введение

Развитие современной авиации направлено на повышение нагрузочной способности, скорости и дальности полета, что приводит к необходимости разработки перспективных высокомощных малых газотурбинных двигателей (МГТД).

Снижение радиальных габаритных размеров и массы двигателя при одновременно существующем запросе на повышение удельной мощности МГТД ведёт к увеличению частот вращения их валов (до 75 000 об/мин). Для привода вентилятора при подобных параметрах двигателя становится необходимым применение высокоскоростных понижающих передаточных механизмов (редукторов).

Известны работы коллектива авторов из «НИИ турбокомпрессор имени В.Б. Шнеппа» [1], предлагающих при подобных величинах нагрузок и частот вращения мультипликатор, реализованный по развернутой схеме, с относительно простой конструкцией, но с повышенными габаритными размерами и массой.

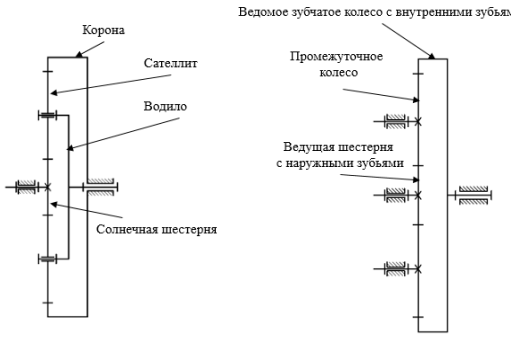
Применение передаточных механизмов в высокоскоростных приводах вентиляторов МГТД требует принятия специальных конструкторских и расчётно-теоретических решений, связанных с высокими механическими нагрузками на элементы конструкции. Кроме того, высокие скорости вращение деталей таких передаточных механизмов требуют принятия специальных решений при разработке систем смазки и охлаждения.

2 Выбор рациональной кинематической схемы передаточного механизма привода вентилятора МГТД

Первым этапом разработки передаточного механизма является синтез его кинематической схемы, обеспечивающей рациональное сочетание требуемых функционально-эксплуатационных характеристик передаточного механизма, таких как коэффициент полезного действия, нагрузочная способность, масса и габаритные размеры. Кроме того, структура принятой схемы должна соответствовать требованиям компоновочных решений силовой установки летательного аппарата.

Конструкция силовой установки летательного аппарата МГТД подразумевает, чаще всего, соосное расположение входного и выходного валов редуктора (ось вала турбины и ось вентилятора), в связи с чем, с целью минимизации массогабаритных характеристик, как наиболее рациональный, может быть использован многопоточный зубчатый механизм, как планетарный, выполненный по схеме A^{b}_{ha} (рис. 1*а*), так и многопоточный с неподвижными геометрическими осями вращения зубчатых колёс по схеме A^{h}_{ba} (рис. 1*б*). Особенностью тактико-технических характеристик редукторов с

планетарными зубчатыми механизмами в МГТД являются высокие частоты вращения звеньев: солнечная шестерня до 75 000 об/мин, водило до 16 000 об/мин, а сателлита до 90 000 об/ мин и более, что является причиной значительных деформаций как колёс, так и водила, как звена с расположенными на периферии относительно оси вращения значительными массами (сателлитами), от действия центробежных сил.



а) Схема A^{b}_{ha} *б*) Схема A^{h}_{ba}

Рис. 1 Кинематические схемы многопоточных передаточных механизмов

Наиболее нагруженным звеном центробежными силами является водило, для обеспечения работоспособности которого необходимо решать ряд задач, некоторыми из них являются: минимизация деформаций и напряжений, возникающих в щеках водила; минимизация деформаций осей сателлит и их перемещения. При этом, деформации осей сателлит существенно влияют на работоспособность подшипниковых опор сателлит, снижая их долговечность. В связи с чем, оси сателлит целесообразней выполнить неподвижными. По этой причине, наиболее рациональной кинематической схемой для редукторов МГТД является многопоточная схема с неподвижными осями, зубчатым колёсам и зацеплениям которой и посвящена настоящая работа.

3. Анализ деформированного состояния зубьев колес

Анализ деформированного состояния зубчатых венцов высокоскоростных колёс проводится в два этапа.

На первом этапе определяются линейные деформации зубьев колёс (рис. 2), возникающие от действия центробежных сил.

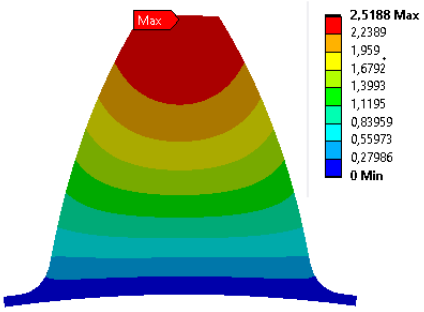


Рис. 2. Анализ деформированного состояния зуба промежуточного колеса (мкм)

Согласно результатам анализа деформаций зубьев, тело зуба колеса деформируется незначительно, величины деформаций в несколько раз меньше технологических допусков, по критериям точностей, наиболее влияющим на картину зацепления, что даёт возможность не учитывать эти деформации при синтезе зацепления. Во втором этапе анализируется деформация зубчатого венца, совместно с диском и диафрагмой колеса (телом колеса), определяющая перемещение зубьев (рис. 3).

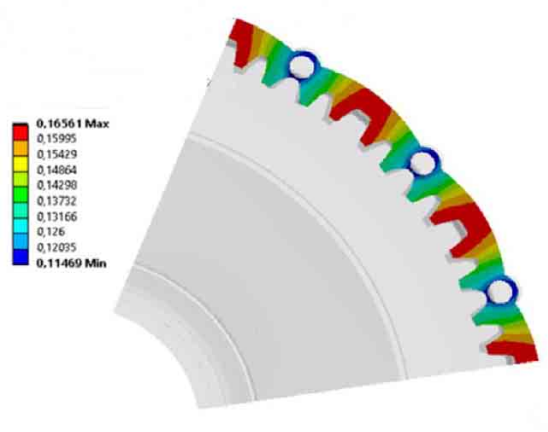


Рис. 3. Пример конструкции приводящей к неравномерности деформаций (мм) для зубчатого колеса с внутренним зацеплением

Перемещения зубьев, вызванные деформацией тела колеса (диск, диафрагма), являются значительными, намного превышающими технологические допуски, что приводит к изменению геометрических параметров колёс, и существенному изменению геометрических параметров и картины зацепления.

Для обеспечения качественных показателей зацепления (нагрузочная способность, ресурс, КПД и т.д.) в деформируемых под действием центробежных сил зубчатых венцах необходимо решить две основные задачи:

- минимизировать деформацию зубчатого венца с обеспечением её равномерности по дугам концентрических окружностей;

- синтезировать зацепление с учётом возможной деформации зубчатого венца.

Минимизация деформации зубчатого венца, а также её равномерность по дугам концентрических окружностей обеспечивается оптимальной формой поперечного сечения диафрагмы и диска колеса и его конструкцией.

Наибольшим деформациям подвержен зубчатый венец колеса с внутренним зубом многопоточного механизма. Кроме того, его составная конструкция приводит к неравномерности по дугам концентрической окружности радиальной деформации. Для минимизации деформации колеса с внутренним зубом рассматривались конструктивные его исполнения как с консольным расположением зубчатого венца, так и между опорами с различными конструктивными исполнениями диафрагм и дисков (рис. 4).

Консольное расположение зубчатого венца (конструкции 1 – 4, рис. 4) сохраняет допускаемые величины деформаций при частотах вращения на 40 – 45 % ниже, чем при расположении венца между опорами. Однако, решения позволяющие уменьшить величины деформации способствуют увеличению массы.

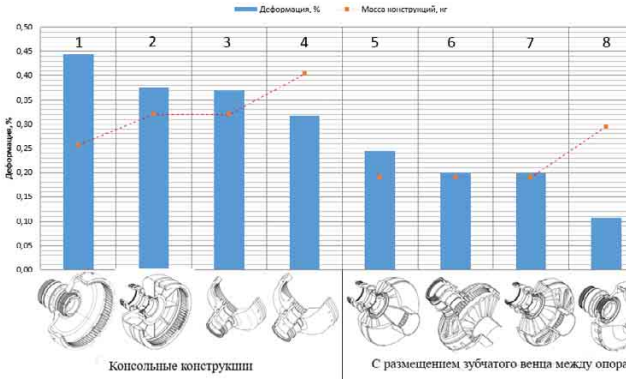


Рис. 4. Конструктивные решения колёс с внутренним зубом

Наиболее жёсткие колёса выполняются с зубчатым венцом между опорами (конструкции 5 – 8, рис. 4) с диафрагмами в виде тонкостенных конструкций различных форм поперечного сечения, в виде сплошных поверхностей и с удалением материала, формируя отдельные «спицы» в диафрагме. Комплексный расчётно-теоретический анализ показал то, что снижение величин деформации зубчатого венца в конструкции влечёт увеличение массы, что заставляет решать задачу поиска рационального сочетания этих показателей совместно со второй задачей, представленной выше.

Ведущая шестерня многопоточного высокоскоростного передаточного механизма имеет наименьший диаметр, однако частоты её вращения достигают 75 000 об/мин (рис. 5). Анализ различных форм поперечного сечения тела шестерни – диафрагмы совместно с диском и ступицей показал, что наибольшую жесткость имеет зубчатый венец шестерни со «сплошным» диском (конструкции 13, рис. 5), с массивной диафрагмой (конструкции 7, 11 и 12, рис. 5) и диафрагмой с замкнутой полостью – «коробчатой» (конструкции 8, 9 и 10, рис. 5).

Конструкции со сплошным диском и массивной диафрагмой имеют повышенную массу, а колесо с коробчатой диафрагмой относительно нетехнологично. Тем не менее колесо с массивной диафрагмой (11, рис. 5) наиболее рационально.

Однако, величины деформации зубчатых венцов данных конструкций колёс вызывают значительные перемещения зубьев, что нарушает картину зацепления.

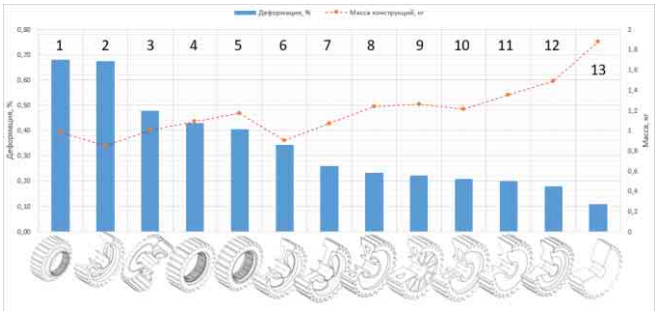


Рис. 5. Конструктивные решения колес с внешним зубом

Конструкции колёс (1-6, рис. 5), целесообразно рассматривать при частотах вращения на 30-40 % ниже рассматриваемых частот.

Минимизировать деформации зубчатых венцов высокоскоростных тяжелонагруженных зубчатых колёс с обеспечением требуемых качественных показателей зацепления достаточно сложно, выполняя колёса технологичными и с минимальной массой. Поэтому, на этапе синтеза зацепления необходимо учитывать перемещения зубьев и пределы изменения геометрических параметров, как отдельных зубчатых колёс, так и зацепления в целом. На рисунке 6 представлена предлагаемая блок-схема синтеза зубчатых зацеплений с учетом деформаций зубчатых венцов под действием центробежных сил.

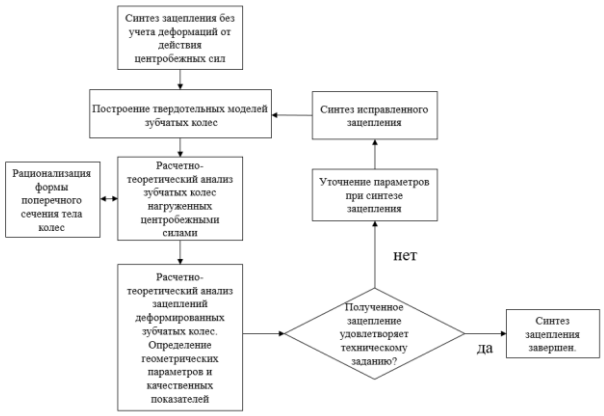


Рис. 6. Блок-схема синтеза зубчатых зацеплений

На первом этапе предлагается провести синтез зацепления без учёта возможных деформаций зубчатых венцов колёс. Во втором этапе необходимо определить максимальные деформации зубчатых венцов и перемещений зубьев под действием центробежных сил с наиболее рациональной формой поперечного сечения тела колеса, обеспечивающего минимум массы и деформаций, а также технологичности. На третьем этапе вводятся уточнения в синтезированное зацепление, учитывающие его деформированное состояние, после чего определяются окончательные значения геометрических параметров колёс и качественных показателей зацепления.

4. Заключение

При разработке высокоскоростных передаточных механизмов с повышенными функционально-эксплуатационными показателями для МГТД на этапах выполнении расчётно-теоретических и проектно-конструкторских работ необходимо обеспечить:

- рациональную форму поперечного сечения и конструкцию высокоскоростных зубчатых колес, обеспечивающих минимум деформаций зубчатого венца и массы;
- контакт зубьев колес в условиях значительных деформаций от действия центробежных сил с обеспечением требуемых качественных показателей.

Список использованных источников

[1] Ферафонтов И. В., Алексюнин Ю. В., Белков В. А., Еранов А. П., Утин К. С. Разработка высокочастотного мультипликатора для стенда испытания насосов. // Вестник казанского технологического университета. 2013 №6.

[2] Соосные зубчатые передачи. Справочник. Э.Б. Вулгаков, М.: Машиностроение, 1987. 256 с.

[3] Авиационные зубчатые передачи. Справочник под ред. Э.Б. Вулгакова, М.: Машиностроение, 1981. 374 с.

[4] Планетарные передачи. Справочник. Под ред. Докторов техн. наук В. Н. Кудрявцева и Ю. Н. Кирдяшева. Л.: Машиностроение, 1977, 536 с.

КОНСТРУКТИВНЫЙ ОБЛИК ПЕРСПЕКТИВНОГО РЕДУКТОРА ВЫСОКОЙ МОЩНОСТИ ГТД С УЧЕТОМ ОПЫТА ПРОЕКТИРОВАНИЯ НК-93

А.А. Боев, В.А. Кирш, Е.П. Кочеров
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара

В тезисах кратко описаны основные конструктивные элементы редукторов, рассмотрены достоинства и недостатки возможных конструктивных решений, сделаны выводы о перспективном облике редуктора ГТД, проведенный анализ и полученные выводы сделаны на основе опыта проектирования и испытаний двигателя НК-93

A.A. Boev, V.A. Kirsh, E.P. Kocherov
PJSC “UEC-Kuznetcov”, Samara, Russia

The theses describe the main structural elements gearbox, considered advantages and disadvantages possible design solutions, conclusions drawn about promising appearance of the gas turbine gearbox, the analysis carried out and the conclusions drawn were made based on design and testing experience NK-93.

Введение

Использование редуктора в авиационных газотурбинных двигателях либо неизбежно, как, например, в турбовинтовых (ТВД) или турбовинто-вентиляторных (ТВВД) двигателях, либо становится необходимым в связи с увеличением степени двухконтурности – в двухконтурных турбореактивных двигателях (ДТРД).

По топливной экономичности (удельному расходу топлива) ТВД и ТВВД при умеренных скоростях полета (0,4…0,7)М на 20-50% эффективней ТРДД.

Повышение степени двухконтурности до 10-20, - практически единственный реальный выход на выполнение требований по топливной экономичности, акустике и экологии к ДТРД следующего поколения.

Соответственно, создание надёжных авиационных редукторов было и остаётся крайне актуальной задачей мирового и российского двигателестроения.

Авиационными ГТД с редукторным приводом высокой мощности в СССР и на постсоветском пространстве наиболее активно и результативно занимались ПАО «ОДК-Кузнецов» и ГП ЗМКБ «Прогресс».

Наиболее известные разработки редукторных двигателей этих фирм:

- турбовинтовые моторы НК-12, НК-4, и АИ-20;
- ТВВД с закапотированным винтовентилятором НК-93;
- ТВВД с открытым ротором Д-27.

В отношение ДТРД со сверхвысокой степенью двухконтурности, пока ограниченной значением 11-12, и редукторным приводом вентилятора задача создания эффективных серийных двигателей серии GTF успешно решена Pratt-Whitney.

Инновационный вариант перспективного редуктора для предполагаемой модификации двигателя ПД-14 увеличенной тяги со степенью двухконтурности 11-12 был спроектирован и изготовлен ЦИАМ в сотрудничестве с ПАО «ОДК – Кузнецов» и ещё целым рядом соисполнителей.

Ниже на основе анализа опыта ПАО «ОДК-Кузнецов», ЦИАМ и западных аналогов рассмотрены наиболее перспективные схемы редукторов и конструктивные решения их наиболее ответственных узлов.

Следует отметить, что конструктивный облик авиационного редуктора в значительной степени зависит от типа двигателя (ТВД, ТВВД, ДТРД), особенностей его силовой схемы (переднее или заднее расположение винта, винтовентилятора или вентилятора), варианта исполнения винта, винтовентилятора или вентилятора.

В зависимости от передаваемой мощности и силовой схемы винтовые группы и винтовентиляторы ТВД и ТВВД реализуются в однорядном или двухрядном исполнении с поворотными лопастями. Соответственно, оптимальны редуктора выполненные по схемам простого многопоточного и многоступенчатого перебора или планетарной в первом и дифференциальной во втором случае.

Вентиляторы ДТРД со сверхвысокой двухконтурностью оптимально реализуются в одноступенчатом исполнении с жёстко установленными рабочими лопатками и фиксированным или поворотным (схема RISE) спрямляющим аппаратом.

Соответственно редуктора могут быть выполнены либо по схеме простого

многопоточного одно или двухступенчатого перебора, либо по планетарной схеме.

Поскольку схемы ТВВД с биротативным винтовентилятором из-за своей сложности и влияния на воздушное судно еще требуют глубокого осмысления, в ближайшей перспективе наиболее актуальны ДТРД со сверхвысокой двухконтурностью и однорядным вентилятором.

Соответственно, наиболее актуально и создание редукторов, ориентированных на такие авиационные двигатели.

Конструктивные особенности редукторов. Оптимальные решения.

Наиболее острая проблема при разработке редукторов, с которой столкнулись как ПАО «ОДК-Кузнецов» и ЦИАМ, так и ГП ЗМКБ «Прогресс» и Pratt-Whitney это обеспечение их надежности и необходимых ресурсных показателей.

Достаточно сложные проблемы приходилось решать в отношении надёжности практически всех ответственных элементов и систем редуктора: зубчатых зацеплений, подшипников, трансмиссий, уплотнений, корпусных деталей, системы смазки, систем контроля и диагностики.

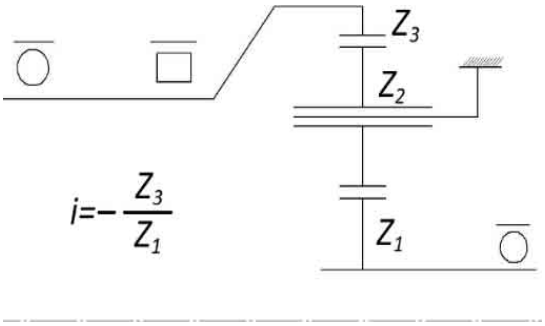
Ниже кратко изложены основные направления работ и выводы из общего анализа состояния дел и анализа опыта ПАО «ОДК-Кузнецов», полученного в ходе проектирования, доводки и эксплуатации высоконагруженных авиационных редукторов.

1) Выбор конструктивно-силовой схемы.

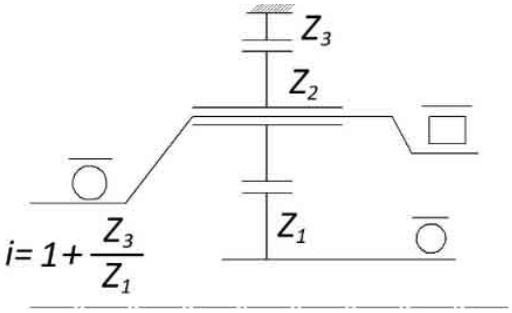
Анализ существующих конструктивно-силовых схем редукторов ГТД, позволяет сделать вывод, что наиболее распространённой, относительно надежной и положительно зарекомендовавшей себя для однорядных вентиляторов является схема с приводом редуктора от вала турбины через центральное зубчатое колесо, фиксированной опорой сателлитов и передачей крутящего момента на вентилятор через эпицикл (рисунок 1, а).

В то же время, теоретически, наиболее перспективной с точки зрения габаритов и массы редуктора может быть схема с приводом от центрального колеса, неподвижным эпициклом и приводом винта от водила (рисунок 1, б).

Преимущества второй схемы по габаритам и массе, обеспечение большего передаточного отношения при тех же числах зубьев шестерен очевидны. В то же время, при относительно небольшом передаточном отношении редуктора в составе ДТРД весьма высокая скорость вращения водила, реализует крайне высокую нагруженность подшипников сателлитов. Обеспечение их надёжности вполне может стать проблемой и привести к необходимости отказа от этой схемы или принятию нетривиальных конструктивных решений, требующих специальных исследований.



а) с приводом от эпицикла



б) с приводом от водила

Рис. 1. Схемы редукторов

2) Подшипники сателлитов

При создании двигателя НК-93 проблема обеспечения долговечности подшипников сателлитов стала ограничением по надежности всего редуктора. Для изначально заложенных в конструкцию подшипников скольжения потребовалось несколько лет доводки, создание стенда для автономных испытаний подшипников сателлитов, и проведение большого объёма исследований, позволивших создать работоспособный вариант редуктора. Все это время испытания двигателя шли с подшипниками качения, имеющими существенные ограничения по долговечности, что существенно сдерживало весь ход доводочных работ по двигателю.

Существующий опыт проектирования НК-93 подтверждает, что сателлитные подшипники качения даже самых глубоких модификаций не обеспечат требуемой долговечности (рисунок 2).

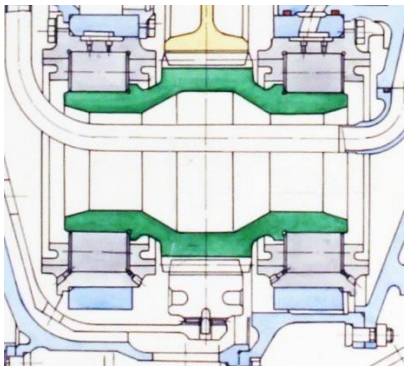


Рис.2. Подшипники качения сателлита НК-93

Соответственно, при проектировании перспективного редуктора для сателлитов необходимо закладывать в конструкцию подшипники скольжения (рисунок 3). Наиболее перспективными подшипниками скольжения исходя из опыта испытаний подшипников на ПАО «ОДК-Кузнецов» являются подшипники с покрытием карбонитридом титана. Возможность обеспечения надёжности таких подшипников была подтверждена испытаниями на специальном лабораторном стенде, как подшипников сателлитов НК-93, так и подшипников редуктора демонстратора, созданного ЦИАМ в сотрудничестве с ПАО «ОДК – Кузнецов» и ещё целым рядом соисполнителей на базе современных технологий.

Больше того на двигателях Pratt-Whitney серии GTF подшипники скольжения признаны оптимальными и использованы даже в редукторе, выполненном по схеме с остановленным водилом (рисунок 3).

Рис. 3. Подшипники скольжения PW-1400g

3) Зубчатые зацепления

Опыт ПАО «ОДК-Кузнецов» в части зубчатых зацеплений сводится к применению в редукторах прямозубых зубчатых передач с перекрытием в зацеплении $\xi>2$. Такие передачи отвечают высоким требованиям по надежности и ресурсу, обладают малой массой и габаритами, обеспечивают необходимую контактную прочность, долговечность и пониженную виброактивность. При этом, по опыту, оптимальное значение коэффициента перекрытия находится в диапазоне $2{,}1>\xi>2{,}02$. Верхнее ограничение связано с:

- повышенными скоростями скольжения на входе и выходе из зацепления;
- повышением виброактивности передачи за счет увеличения времени нахождения зубьев в зоне трехпарного зацепления и различной жесткости системы при реализации двух- и трехпарного зацеплений.

Известно, что при одинаковой передаваемой мощности косозубые и шевронные зубчатые зацепления будут иметь меньшие габариты, а, следовательно, и потери на трение по сравнению с прямозубыми передачами. Это может быть критическим в том числе и при формировании маслосистемы двигателя.

Так, к примеру, для обеспечения теплового состояния редуктора НК-93 потребовалось создать двухконтурную масляную систему, один контур которой обеспечивал опоры газогенератора, а второй – редуктор.

В редукторе GTF Pratt-Whitney зубья шевронные, что в настоящее время видится как наиболее перспективное решение для высоконагруженных зубчатых передач. Однако, учитывая профильные модификации зуба, возможно и с прямозубой формой зуба спроектировать передачу с относительно малым модулем и низкими потерями на трение. Окончательный выбор зацепления будет зависеть от нескольких факторов: КПД передачи, технологической возможности изготовления, массы, влияния на собираемость.

4) Трансмиссионные подшипники

Особенность редукторных трансмиссионных подшипников связана с большой осевой силой на упорном подшипнике с принципиальной невозможностью её регулирования (разгрузки), как это принято для роторных подшипников, по газу и крайне проблематичным использованием, например, гидравлики.

Учитывая, как опыт ПАО «ОДК-Кузнецов» при создании редукторов ТВД, так и мировой опыт проектирования роторных подшипниковых опор, следует отметить, что оптимально применение специальных подшипников с глубокой степенью интеграции в опорных узлах. Именно такие подшипники необходимо закладывать и при проектировании современного редуктора.

Основными направлениями создания надёжных трансмиссионных подшипниковых узлов следует считать

- отсутствие внутренних колец;

– наружные кольца с буртами для направления движения роликов и с фланцами крепления в опорном узле;
– сепараторы из легких прочных сплавов со специальным антифрикционным покрытием;
– бомбинированные ролики с центральным отверстием;
– уменьшенный радиальный зазор для оптимального распределения нагрузки.

Варианты исполнения упорных (радиальноупорных) подшипников критически зависят от размерности двигателя. В какой-то момент решение проблемы долговечности может потребовать перехода с обычного шарикового на двухрядный конический роликовый подшипник и, возможно, на подшипник скольжения.

В случае выполнения реверса за счет поворота лопаток вентилятора, как это было реализовано на НК-93, двухрядный роликовый подшипник (рисунок 4) для обеспечения надёжности и ресурса оказывается практически безальтернативным.

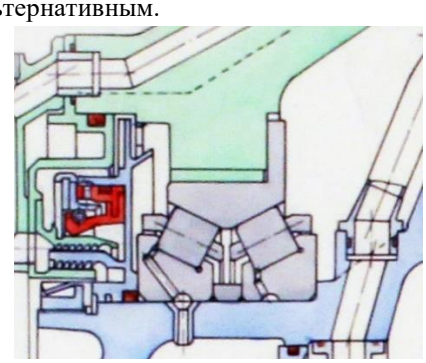


Рис. 4. Двухрядный роликовый подшипник

Следует отметить, что существующие методики расчета долговечности требуют постоянного совершенствования для верификации с результатами испытаний и эксплуатации.

5) Уплотнения

Неподвижные соединения, как правило, уплотняются резиновыми кольцами круглого сечения. Подвижные уплотнения применяются различных типов: бесконтактные и контактные. Внутренние масляные коммуникации уплотняются набором бронзовых поршневых колец. Уплотнение масляной полости обеспечивается манжетными, торцевыми графитовыми или лабиринтными уплотнениями.

Сложной технической задачей является обеспечение герметичности переднего уплотнения масляной полости редуктора, так как на режимах запуска и останова сложно обеспечивать наддув, а ввиду значительных габаритов контактные уплотнения могут иметь значительные линейные скорости и повышенное тепловыделение.

На НК-93 задача решена постановкой комбинированного уплотнения. На запуске и останове уплотнение реализуется манжетой, а на крейсерских режимах лабиринтным уплотнением с наддувом воздухом из-за вентилятора.

6) Трансмиссия

Передача крутящего момента обеспечивается деталями трансмиссии редуктора. При этом для обеспечения нормального функционирования зубчатых зацеплений и подшипников должна быть обеспечена компенсация деформации несущих конструкций за счёт элементов, обеспечивающих «самоустановку» рабочих колёс.

С этой целью обеспечивается необходимая упругая податливость вала привода центральной (солнечной) шестерни, а венцы сателлитных колёс и эпицикла выполняются самоустанавливающимися в шлицах (рисунок 5).

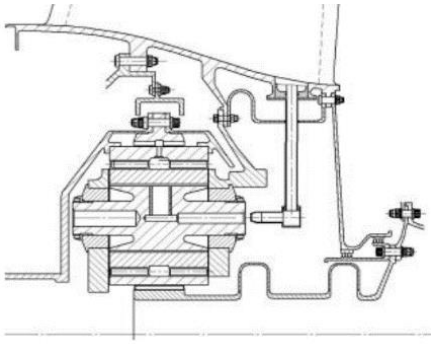


Рис. 5. Редуктор на упругих опорах

7) Корпусные детали

Больший резерв в части обеспечения необходимой жёсткости и снижения массы стал возможным за счет применения современных лёгких сплавов и аддитивных технологий (рисунок 6).

Рис. 6. Корпусная деталь, изготовленная методом трехмерной печати

7) Система смазки

Высокий уровень передаваемой редуктором мощности при необходимости обеспечения допустимой температуры масла на входе в редуктор и температуры конструкций приводит к повышению потребной прокачки масла.

Увеличение объема циркулирующего масла приводит к увеличенным вентиляционным потерям, дополнительному подогреву и увеличению прокачки и габаритов теплообменных аппаратов.

На НК-93 были разделены контур масляной системы газогенератора и контур редуктора, а по результатам исследовательских работ были спроектированы воздушно-масляные теплообменники, устанавливаемые в обтекателе пилона силовой установки.

Кроме описанных выше конструкторских решений, опыт создания высоконагруженных авиационных редукторов в качестве крайне актуальной задачи требует опережающего создания полноценных стендов доводки и испытания полноразмерных редукторов.

Это было реализовано и предопределило успех Pratt-Whitney при создании двигателей серии GTF, реализовано Rolls-Royse для отработки редуктора перспективного двигателя большой тяги и, в конечном счёте, также обеспечит положительный результат по двигателю в целом.

В то же время отсутствие такого стенда было одной из основных проблем, сдерживавших доводку двигателя НК-93, а спроектированный и изготовленный, как демонстратор технологий редуктор ЦИАМ и принятые при его проектировании новые технологические и конструкторские решения, так и не прошли необходимых экспериментальных подтверждений и остаются, к сожалению, технически «непродемонстрированными».

Заключение

Из выполненного анализа можно сделать вывод, что наиболее перспективный конструктивный облик редуктора, следующий:

- конструктивно-силовая схема с приводом вентилятора от водила;
- шевронные зубчатые зацепления;
- сателлиты на подшипниках скольжения;
- ходовая часть редуктора на упругих опорах;
- самоустанавливающиеся на шлицевых опорах венцы сателлитов и эпицикла;
- корпус картера формируемый средствами аддитивных технологий из лёгкого сплава;
- эффективная масляная система, обеспечивающая минимальную, но достаточную прокачку масла с эффективным теплоотводом.

Кроме того, одной из наиболее актуальных задач создания ДТРД со сверхвысокой двухконтурностью и редукторным приводом вентилятора следует считать опережающее создание специального многофункционального стенда для испытания мощных авиационных редукторов.

Список использованных источников

[1] Старцев Н.И. Конструкция и проектирование авиационных редукторов: учеб. пособие / Н.И. Старцев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013

[2] Дорошко С.М., Глазков А.С. Газотурбинные двигатели гражданской авиации: Уч. пособие/ Университет ГА. – Санкт-Петербург, 2018.

[3] Авиационные двигатели и газотурбинные установки: сборник научных трудов/ Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»; под ред. А.В. Луковникова. – М.: ЦИАМ, 2020. – 396с.: ил.»

КОНЦЕПЦИЯ ВАРИАТИВНОГО ПРИВОДА НЕСУЩЕГО ВИНТА ВИНТОКРЫЛОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.М. Плущевский[1]
[1] АО «НЦВ Миль и Камов», Томилино

Доклад содержит изложение концепции бесступенчатой вариативной системы привода несущего винта для перспективных винтокрылых летательных аппаратов.

.

VARIABLE MAIN ROTOR DRIVE SYSTEM CONCEPT FOR A ROTARY-WING AIRCRAFT

A.M. Plushchevskiy[1]
[1] JSC ‘Mil&Kamov’, Russia

The report contains an outline of the continuously variable rotor drive system concept for prospective rotary-wing aircraft.

1 Введение

Создание винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА), оснащённых бесступенчатой вариативной системой привода (CVT) несущего винта, является одним из наиболее актуальных направлений мирового авиастроения [1,2]. Причиной интереса разработчиков к данному направлению является перспектива существенного уменьшения удельного расхода топлива винтокрылых машин за счёт оптимизации работы несущего винта в широком диапазоне изменяющихся условий полёта [3]. Основной трудностью на пути создания CVT для ВКЛА является неизбежное превышение массы CVT по отношению к трансмиссии с фиксированным передаточным числом (FRT). Тем не менее, результаты моделирования показывают, что существует область задач и параметров ВКЛА, в которой полезный эффект от применения CVT превышает негативный эффект от увеличения массы [4]. К настоящему времени в области разработки перспективных ВКЛА сформировалась тенденция - комбинированный (гибридный) электромеханический привод (E-CVT) несущего винта, что отражено в публикациях [5,6,7,8,9] и патентах [10,11].

В настоящем докладе приведена концепция E-CVT для перспективных ВКЛА, опубликованная АО «НЦВ Миль и Камов» в 2024 году [11], демонстрируется логика формирования данной концепции и её преимущества.

2. Материалы и методы

Для поиска оптимальных технических решений был разработан Метод рационального приращения функциональности (МРПФ) проектируемого объекта. Данный метод заключается в том, что оценка новых альтернативных технических решений, производится путём их ранжирования в соответствии с рейтингом, который рассчитывается по четырём критериям: приращения функциональности, обеспечения безопасности, минимизации ресурсоёмкости, обеспечения технической реализуемости [12].

В соответствии с МПРФ формируют «базовую конструкцию» объекта, функциональность которого предполагается расширить за счёт внедрения нового технического решения. В «базовую конструкцию» включают только те элементы, которые имеют отношение к реализации рассматриваемых функций объекта и могут быть сопоставлены с аналогичными элементами оцениваемых новых технических решений.

Приращение функциональности проектируемого объекта оценивается как количество создаваемых дополнительных (по сравнению с «базовой конструкцией») возможностей для улучшения функциональных и эксплуатационных свойств, экономических параметров, появляющихся вследствие реализации нового технического решения. Каждая новая функциональная возможность повышает рейтинг.

Обеспечение безопасности проектируемого объекта оценивается как влияние нового технического решения на соответствие проектируемого объекта применимым нормативным требованиям в части безопасности и охраны окружающей среды. Каждый новый (по сравнению с «базовой конструкцией») привнесённый фактор опасности понижает рейтинг.

Минимизация ресурсоёмкости проектируемого объекта оценивается путём подсчёта элементов или агрегатов, добавленных новым техническим решением в «базовую конструкцию». Каждая новая «точка преобразования энергии или мощности»

(элемент конструкции и/или агрегат) снижает рейтинг, так как неизбежно приводит к увеличению массы, снижению КПД, увеличению трудоёмкости технического обслуживания проектируемого объекта.

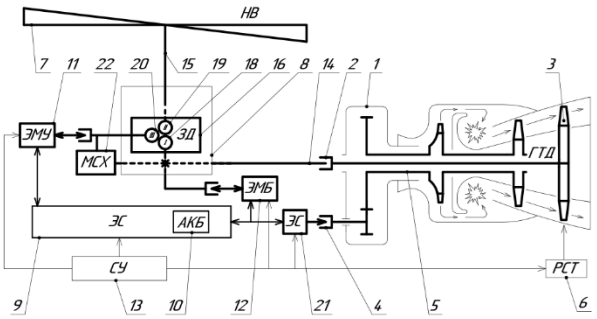
Обеспечение технической реализуемости оценивается как зрелость технологий, производства, интеграции в соответствии с ГОСТ Р58048-2017. Если рассматриваемые технические решения имеют равный уровень зрелости, то каждое из них получает по данному критерию равный условный балл.

3. Результаты

В процессе формирования концепции [11] рассматривались и оценивались разные варианты вариативных трансмиссий. Ступенчатые трансмиссии были исключены из рассмотрения по причине невозможности гарантии безопасности при их применении в ВКЛА. Также были отвергнуты механические CVT, так как являясь фрикционными механизмами, они обладают недостаточными энерговооружённостью и КПД для применения в конструкции ВКЛА. В первом приближении для формирования концепции были выбраны комбинированные (гибридные) гидромеханическая (H-CVT) или электромеханическая (E-CVT) передачи двухпоточные с дифференциалом на выходе [13]. Анализ МПРФ показал незначительное преимущество E-CVT перед H-CVT [12], что совпало с основной тенденцией в мировом вертолётостроении [5,6,7,8,9,10].

При развитии намеченного подхода было выработано обладающее новизной техническое решение, которое было зафиксировано в патенте АО «НЦВ Миль и Камов» [11]. В качестве прототипа был принят патент [10] предприятия «Safran Helicopter Engines» (Франция). Сравнительные структурные схемы конструкций ВКЛА с E-CVT по патентам [10] (далее «Safran») и [11] (далее «НЦВ») изображены на рисунке 1. Обе конструкции предполагают наличие зубчатого дифференциала. Первое звено зубчатого дифференциала кинематически соединено с выходным валом двигателя, второе звено зубчатого дифференциала кинематически соединено с несущим винтом (НВ) ВКЛА, а третье звено зубчатого дифференциала соединено с обратимой электромашиной, которая необходима для управления передаточным числом E-CVT и называется «управляющая». Обе конструкции содержат в своём составе вторую обратимую электромашину, которая необходима для балансировки электросистемы и называется «балансировочная». Существенным конструктивным отличием между конструкциями является то, что «балансировочная» электромашина кинематически соединена не с валом E-CVT, а с приводом компрессора газотурбинного турбовального двигателя (ГТД).

«Safran»:



«НЦВ»:

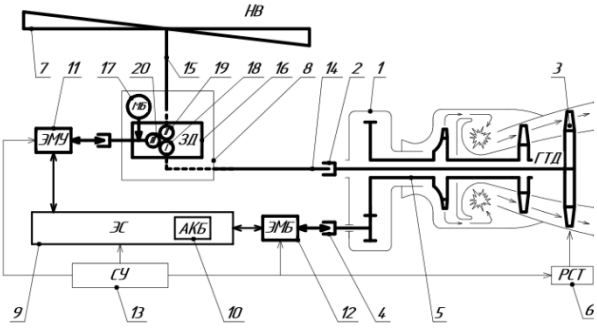


Рис. 1. Структурные схемы вертолётов, оснащённых CVT в соответствии с патентами «Safran» и «НЦВ». 1 - газотурбинный двигатель (ГТД), 2 - выходной вал ГТД, 3 - свободная турбина, 4 - привод стартёра, 5 - вал компрессора ГТД, 6 - регулятор частоты вращения свободной турбины, 7 – несущий винт, 8 – трансмиссия, 9 – электросистема, 10 – аккумуляторная батарея, 11 – управляющая (первая) обратимая электрическая машина, 12 – балансировочная (вторая) обратимая электрическая машина, 13 – система управления, 14 – входной вал трансмиссии, 15 – выходной вал трансмиссии (вал несущего винта), 16 – зубчатый дифференциал, 17 – энергонезависимый блокировочный механизм, 18 – первое звено зубчатого дифференциала, 19 – второе звено зубчатого дифференциала, 20 – третье звено зубчатого дифференциала, 21 – электростартер, 22 – дополнительная муфта свободного хода для обеспечения безопасности.

Сравнительный анализ МПРФ для патентов «Safran» и «НЦВ» демонстрирует рейтинг -1 и 3,5 соответственно [12].

4. Обсуждение

За счёт чего оказалось возможным «взрывное» приращение рейтинга МПРФ с -1 для конструкции «Safran» до 3,5 для конструкции «НЦВ»?

Концепция «НЦВ» конструкции E-CVT для перспективного ВКЛА [11] имеет преимущество над концепцией «Safran» и аналогичными [5,6,7,8,9] за счёт того, что обеспечивает максимальное приращение функциональности ВКЛА при минимальной ресурсоёмкости. Это достигается за счёт включения в процесс оптимизации конструкции не только компонентов отдельно взятой системы привода НВ, но и компонентов смежных систем ВКЛА, таких как ГТД и электросистема. В результате обратимые электромашины совмещают в себе функции элементов E-CVT, источников энергии для электросистемы ВКЛА и элементов силовой установки [12].

Приращение функциональности. Кинематическое соединение «балансировочной» электромашины с валом компрессора ГТД позволяет не только балансировать электросистему, что необходимо для нормального функционирования E-CVT, но и реализовать дополнительные полезные функции: улучшение приемистости вала компрессора ГТД при переходных режимах с сохранением запасов по помпажу (пример реализации - патент [14]), рекуперацию энергии при замедлении вала компрессора ГТД при переходных режимах (пример реализации: [14]), технологию СТАРТ/СТОП для многодвигательного летательного аппарата, что приводит к оптимизации удельного расхода топлива за счёт того, что в течение полёта осуществляется переход в режим полёта на одном газотурбинном двигателе, а остальные отключаются или переводятся в режим готовности к ускоренному запуску с последующей реактивацией (пример реализации - патент [15]).

Минимизация ресурсоёмкости. Обратимые электрические машины используются в концепции «НЦВ» не только в качестве агрегатов для управления передаточным числом E-CVT, но и в качестве источника энергии для питания электросистемы ВКЛА. Таким образом из состава ВКЛА исключается специальная система электрогенерации для питания бортовых потребителей и специальная systems электрозапуска.

Обеспечение безопасности. По критерию обеспечения безопасности концепция «НЦВ» так же имеет преимущество. В конструкции «Safran» в качестве механизма блокировки третьего звена зубчатого дифференциала при отказе «управляющей» электромашины используется муфта свободного хода (МСХ), кинематически соединяющая первое и второе звенья зубчатого дифференциала [10]. Такое решение в случае рассматриваемого отказа делает возможным резкое возрастание динамической составляющей крутящего момента в элементах привода НВ, что может привести к его повреждению [11]. Величина этой динамической составляющей крутящего момента пропорциональна квадрату диапазона регулирования. В отличие от «Safran» конструкция «НЦВ» включает в себя энергонезависимый блокировочный механизм, который при отказе «управляющей» электромашины автоматически или под управлением пилота ограничивает вращение и плавно прекращают вращение третьего звена зубчатого дифференциала [11]. Такой механизм может быть реализован в виде управляемой гидростатической передачи. Кроме того, управляемая гидростатическая передача может компенсировать недостатки электрической передачи при малых диапазонах регулирования E-CVT, т.е. малой частоте вращения управляющей электромашины и может выполнять роль главного регулятора частоты вращения, в то время, когда «управляющая» и «балансировочная» электромашины обеспечивают циркуляцию и рекуперацию необходимого дополнительного энергетического потока. Это техническое решение зафиксировано в заявке [16].

Обеспечение технической реализуемости. По данному критерию на текущий момент концепции «НЦВ» и «Safran» равнозначны, не вызывают сомнений в реализуемости, но имеют уровень готовности технологии (УГТ) по ГОСТ Р58048 - 2017 менее 5.

Вариант возможной конструктивной реализации механического контура (главный редуктор) E-CVT для перспективного ВКЛА соосной схемы показан на рисунке 2.

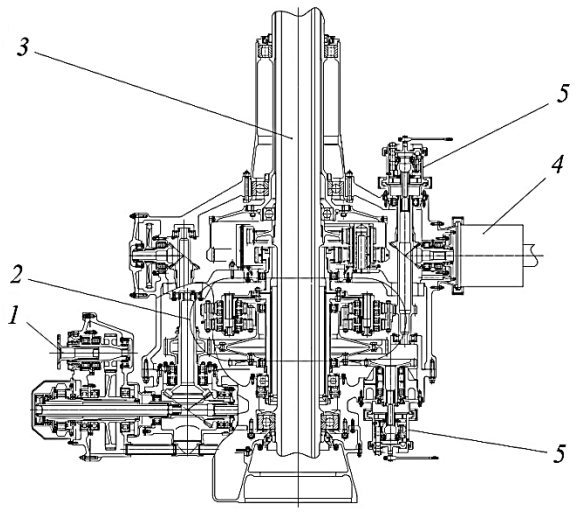


Рис. 2. Конструктивная реализации механического контура (главный редуктор) E-CVT для ВКЛА соосной схемы. 1 – входной вал, 2 – зубчатый дифференциал, 3 – валы несущих винтов, 4 – управляющая обратимая электромашина, 5 – гидроагрегаты управляемой гидростатической передачи.

5 Заключение

Разработанная и запатентованная АО «НЦВ Миль и Камов» концепция ВКЛА, оснащённого E-CVT [11], на текущем уровне техники, как показано в [12], является оптимальной.

Оценка оптимальности концепции [11] выполнена методом МРПФ [12]. Данный подход позволяет избежать значительных затрат на проведение исследований и конструирование «тупиковых» концепций перспективных ВКЛА.

В перспективе необходимы: конструкторская проработка предлагаемой концепции, функциональное цифровое и натурное моделирование в виде наземных и лётных демонстраторов для повышения зрелости технологий, производства, интеграции для достижения УГТ не менее 5.

Список использованных источников

[1] Amri H., Feil R., Hajek M., Weigand M. Possibilities and difficulties for rotorcraft using variable transmission drive trains // CEAS Aeronautical Journal. – 2016. – Т. 7. – С. 333-344.

[2] Калинин Д.В. Перспективные направления совершенствования трансмиссий винтокрылых летательных аппаратов // Авиационные двигатели 2023. №4 (21). С. 39-50.

[3] DiOttavio J., Friedmann D. Operational benefits of an optimal, widely variable speed rotor //American Helicopter Society 66th Annual Forum Proceedings. – 2010. – С. 11-13.

[4] Garre W., Amri H., Pflumm T., Paschinger P., Mileti M., Hajek M., Weigand M. Helicopter configurations and drive train concepts for optimal variable rotor-speed utilization. – Munich: Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV, 2017.

[5] Ashok S. V., Wade B., Schrage D. P. Variable speed transmission using planetary gear system for high speed rotorcraft application // American Helicopter Society 66th Annual Forum, Phoenix. – 2010.

[6] Amri H., Donner F., Braumann L., Huber F., Weigand M. Comparison of Variator Technologies for Variable Rotor Speed Drivetrains for Rotorcraft. – 2020.

[7] Scheu T., Poks A., Donner F., Weigand M. Dynamic Simulation of a Rotorcraft Main Transmission with Continuous Variable Ratio // VFS' 79th Annual Forum & Technology Display, – 2023.

[8] Guo S., Hu M., Chen S., Lei Y. Study on Power-Split Hybrid Electric Propulsion Systems for Lightweight Helicopters // Journal of Aerospace Engineering. – 2023. – Т. 36. – №. 5.

[9] Hans DeSmidt, Zhisheng Ai. Dynamics of a Variable Speed Hybrid-Electric Helicopter Propulsion System // VFS 80th Annual Forum & Technology Display, - 2024.

[10] Патент № US9982758B2 США, МПК F16H 3/72 (2006.01), B64C 27/14 (2006.01). Transmission assembly for an aircraft and a helicopter : заявл. 20.03.2015 : опубл. 29.05.2018 / Beddok S., Bazet J. M. ; заявитель SAFRAN HELICOPTER ENGINES (FR). – 11 с. : ил.

[11] Патент № 2822499 Российская Федерация, B64C27/12 (2023.08), B64D35/02 (2023.08). Винтокрылый летательный аппарат с электромеханической бесступенчатой вариативной трансмиссией и способ балансировки мощности электросистемы летательного аппарата : № 2023117655 : заявл. 05.07.2023 : опубл. 08.07.24 / Вагин А.Ю., Ефремов А.А., Пальченко Н.В., Плущевский А.М., Фомина О.Н.; заявитель АО «НЦВ Миль и Камов» (RU) – 15 с. : ил.

[12] Плущевский, А. М. Вариативная система привода несущего винта для перспективного винтокрылого летательного аппарата: выбор оптимальной концепции // Авиационная промышленность. – 2025. – № 2. – С. 58-67.

[13] Планетарные передачи : справочник / под редакцией В. Н. Кудрявцева, Ю. Н. Кирдяшева. — Ленинград : Машиностроение, 1977. — 475 с.

[14] Пат. № RU2462607C2, МПК, F02C 7/268 (2006.01), F01D 15/10 (2006.01), F02C 3/10 (2006.01), F02C 3/113 (2006.01), F02C 7/36 (2006.01). Устройство содействия для переходных фаз разгона и торможения / Э. Энер и др. ТУРБОМЕКА (FR). № 2009140975/06; опубл. 27.09.12; приоритет 04.04.08 // Бюл. № 27.

[15] Пат. № RU2663786C2, МПК, F02C 6/20 (2006.01), F02C 9/44 (2006.01). Способ оптимизации удельного расхода топлива двухмоторного вертолета / П. Маркони и др. ТУРБОМЕКА (FR). № 2016113254; опубл. 09.08.18; приоритет 03.10.14 // Бюл. № 22.

[16] Заявка: 2024138436 Россия, МПК B64C 27/12 (2006.01), B64D 35/02 (2006.01). Винтокрылый летательный аппарат с бесступенчатой вариативной трансмиссией и способ управления передаточным числом: заявл. 19.12.2024 / Калинин Я.В., Пальченко Н.В., Плущевский А.М.; Заявитель: Фонд перспективных исследований (RU).

ОЦЕНКА НАГРУЖЕННОСТИ В УСЛОВИЯХ УГЛА ПЕРЕКОСА ПРЯМЫХ, БОЧКООБРАЗНЫХ И АРОЧНЫХ (C-GEAR) ЗУБЬЕВ КОЛЕС ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ПЕРЕДАЧ

В.Н. Сызранцев[1], К.В. Сызранцева[1], И.С. Сердюк[1], А.И. Стариков[1]
[1] ТИУ, Тюмень

Наличие угла перекоса приводит к кромочному контакту прямых, косых и шевронных зубьев и кратному снижению нагрузочной способности и долговечности передач. Обеспечить требуемую работоспособность и ресурс передач в условиях изменения крутящего момента и угла перекоса по законам случайных величин позволяют цилиндрические передачи с арочными зубьями, обладающие свойством самоустановки. Разработанная методика оценки нагруженности зацепления зубьев цилиндрических передач с локализованным контактом и реализующая ее программа для ЭВМ позволяют выполнять сопоставительный анализ контактной прочности в заданных условиях эксплуатации передач с арочными зубьями, в том числе самоустанавливающихся, по сравнению передачами с прямыми и бочкообразными зубьями, реализовать процедуру синтеза геометрии передач с арочными зубьями по критерию контактной прочности.

LOADING ASSESSMENT UNDER CONDITIONS OF SKEW ANGLE OF STRAIGHT, BARREL-SHAPED AND ARCHED (C-GEAR) TEETH OF CYLINDRICAL GEAR WHEELS

V.N. Syzrantsev[1], K.V. Syzrantseva[2], I.S. Serdyuk[1], A.I. Starikov[1]
[1] TIU, Tyumen, Russia

The presence of skew angle leads to edge contact of straight, helical, and double helical teeth and multiple reduction of load capacity and durability of gears. Cylindrical gears with arc teeth possessing the property of self-alignment allow to provide the required serviceability and service life of gears under conditions of torque and skew angle change according to the laws of random values. The developed methodology of evaluation of tooth contact loading and the computer programme implementing it allow to carry out comparative analysis of contact strength in given operating conditions of gears with arc teeth, including self-aligning ones, in comparison with gears with straight and barrel-shaped teeth, to implement the procedure of synthesis of geometry of gears with arc teeth according to the contact strength criterion.

1 Введение

Анализ результатов эксплуатации конечных передач тракторов и локомотивов, верхних приводов буровых установок, приводов прокатных станов и трансмиссий вертолетов свидетельствует, что основной причиной выхода из строя прямозубых и косозубых (шевронных) зубчатых передач является их невозможность компенсации негативного влияния угла перекоса зубьев в зацеплении, вызванного как погрешностями изготовления и сборки колес, так и деформациями элементов приводов и трансмиссий высоконагруженных машин. Наличие угла перекоса в условиях начального линейного касания зубьев приводит к их кромочному контакту, вызывающему концентрацию как контактных, так и изгибных напряжений и, в конечном итоге, выходу передач из строя [1]. Эффективным путем повышения нагрузочной способности и увеличения ресурса цилиндрических передач в отмеченных условиях эксплуатации является использование колес с зубьями арочной формы (C-gear, рис. 1) с начальным точечным касанием их активных поверхностей [2, 3, 4].

Рис. 1. Цилиндрические передачи с арочными зубьями (C-gear)

Помимо более высокой изгибной прочности арочных зубьев [3, 4], выпукло-вогнутый характер контакта в продольном направлении арочных зубьев не только позволяет существенно снизить опасность выхода площадки контакта на кромку зуба, но и обеспечить более рациональное распределение

нагрузки в зацеплении зубьев при наличии угла перекоса. Цилиндрические передачи с арочными зубьями могут быть выполнены самоустанавливающимися, что позволяет им адаптироваться к меняющемуся силовому потоку и погрешностям положения [2, 5].

К настоящему времени предложено полтора десятка способов изготовления арочных зубьев колес цилиндрических передач, отличающихся инструментами и формообразующими движениями [2, 3, 4, 5]. Каждому способу формообразования соответствует своя геометрия активных поверхностей арочных зубьев и геометро-кинематические характеристики их зацеплений при наличии погрешностей взаимного положения колес в передаче [2, 5]. В работах как отечественных, так и зарубежных ученых [2, 3, 5] выполнены исследования геометрических особенностей процессов изготовления арочных зубьев и характеристик их зацепления. Значительно меньше работ по оценке нагруженности зацеплений передач с арочными зубьями [3, 6], особенно при учете угла их перекоса в зацеплении. Целью настоящей работы является построение математической модели определения закона распределения по площадке контакта нагрузки в зацеплении арочных зубьев, учитывающей геометрические особенности их контакта в условиях перекоса осей колес, конечные размеры зубьев и их изгибно-сдвиговые деформации, возможности «выхода» площадки контакта на один или оба торца зуба. В качестве способа изготовления арочных зубьев цилиндрических колес выбран процесс их нарезания круговой резцовой головкой методом обката с единичным делением [4, 5]. Основным преимуществом данного способа, помимо использования стандартных резцовых головок для нарезания круговых зубьев конических колес, является возможность его непосредственной реализации на универсальных станках с числовым программным управлением [5]. Разработка методики оценки распределения нагрузки по площадке контакта в зацеплении арочных зубьев при наличии угла их перекоса позволит реализовать процедуру сравнения для силовых приводов машин эффективности цилиндрических передач с арочными зубьями по сравнению с прямозубыми передачами и передачами с бочкообразными зубьями, оптимизировать геометрию передач с арочными зубьями по критерию контактной прочности.

2 Метод расчета нагруженности цилиндрических передач с локализованным контактом в условиях перекоса зубьев

Представленные в работе [5] результаты исследования процесса формообразования активных поверхностей арочных зубьев цилиндрических колес методом обката с единичным делением круговой резцовой головкой с производящей поверхностью в виде прямого кругового конуса свидетельствуют, что в среднем сечении арочного зуба, в котором угол его наклона равен нулю, профиль зуба является эвольвентным. Для расчета геометрических характеристик поверхностей арочных зубьев и характеристик их зацепления в цилиндрической передаче при известном угле перекоса γ необходимо задать следующие параметры: число зубьев шестерни z_1^*, число зубьев колеса z_2^*, нормальный модуль m_n, угол профиля исходного производящего контура α_0, коэффициент высоты головки зуба h_a, коэффициент радиального зазора c_0, коэффициенты смещения резцовой головки при нарезании арочных зубьев шестерни χ_1 и колеса χ_2, расчетный радиус резцовой головки при нарезании арочных зубьев шестерни r_{g1} и при нарезании арочных зубьев колеса r_{g2}, ширину зуба b_w. При исследовании зацепления вогнутой стороны арочного зуба шестерни с выпуклой стороной арочного зуба колеса угол $\alpha_0 > 0$ при этом, с целью исключения интерференции (мостового контакта) в зацеплении, принимается $r_{g1} \geq r_{g2}$. В том случае, когда рассматривается контактирование выпуклой стороны арочного зуба шестерни с вогнутой стороной арочного зуба колеса угол $\alpha_0 < 0$ и $r_{g2} \geq r_{g1}$. На основе этих данных для эвольвентного профиля арочных зубьев рассчитываются все геометрические параметры передачи.

Из анализа геометрических характеристик зацепления арочных зубьев в цилиндрической передаче следует [2, 5], что в зависимости от фазы зацепления точка контакта перемещается по профилю арочного зуба (по направлению оси y), при этом податливость зацепления арочных зубьев изменяется и описывается коэффициентом $\alpha_{\varphi a}$ [7]. При наличии угла перекоса осей γ точка контакта из среднего сечения арочного зуба смещается в сторону его торца (по направлению оси z). Возникающие здесь изгибно-сдвиговые деформации арочных зубьев отличаются от среднего сечения и влияют на распределение контактных напряжений в их зацеплении. В теории зубчатых передач зацеплением принимается [7], что площадка контакта при точечном характере касания поверхностей зубьев имеет форму эллипса, большая (a) и малая (b) полуоси которого рассчитываются на основе главных приведенных кривизн по длине зуба

A_2 и по профилю зуба B_2 [7]. В работах [3, 7] показано, что в цилиндрических передачах с арочными зубьями величина B_2 (касание выпуклой поверхности с выпуклой поверхностью) превышает A_2 (касание выпуклой поверхности с вогнутой поверхностью) в 6…10 и более раз. То есть $a/b = 6 \dots 10$ и площадка контакта в зацеплении арочных зубьев имеет сильно вытянутую в продольном направлении зубьев форму.

При разработке метода расчета размеров площадки контакта в цилиндрических передачах с локализованным контактом в условиях перекоса прямых, бочкообразных и арочных зубьев закона распределения по площадке контакта напряжений необходимо при заданной фазе зацепления и угле перекоса учитывать: расположение точки контакта на активной поверхности арочного зуба и фактическую плотность прилегания поверхностей зубьев в окрестности точки контакта; конструктивные формы колес и конечные размеры прямых и арочных зубьев, влияющие на изгибно-сдвиговые их деформации; краевые эффекты при «выходе» площадки контакта на один или оба торца зуба. Эти особенности не в полной мере учитываются как в современных разработанных методах аналитического расчета нагруженности зацепления арочных зубьев цилиндрических передач [3], так и в программных комплексах, реализующих численные методы расчета [6].

Для определения нагрузки, распределенной по площадке контакта в зацеплении прямых, бочкообразных и арочных зубьев колес цилиндрической передачи использована модель объемной контактной задачи, преобразованная к виду [3, 7]:

$$\alpha_\varphi \int_{z_1}^{z_2} \lambda(z_p) \frac{g(z_p)}{|z - z_p|} dz_p = \omega(z), \qquad (1)$$

где $\lambda(z_p)$ – функция деформаций, позволяющая учесть изменение изгибно-сдвиговых деформаций арочного (прямого) зуба по его длине вследствие ограниченных размеров зуба и особенностей геометрической формы колеса передачи (толщины обода, асимметрии ступицы); z_p, z – координаты точки приложения нагрузки и координаты точки контроля деформаций по длине зуба (ось z); $g(z_p)$ – функция, определяющая закон распределения погонной нагрузки по длине площадки контакта; $\omega(z)$ - функция, отражающая деформацию поверхности контакта; z_1, z_2 – координаты левой и правой границ площадки контакта, полудлина которой равна a.

При заданном угле перекоса зубьев γ цилиндрической передачи закон $g(z_p)$ распределения удельной нагрузки и полудлина площадки контакта (a) в зацеплении арочных и бочкообразных зубьев зависят как от функции зазоров в окрестности точки касания, так и заданной суммарной нагрузки P_Σ в зацеплении прямых, бочкообразных и арочных зубьев. В результате, при решении уравнения (1) при поиске неизвестного закона $g(z_p)$ необходимо учитывать дополнительное условие, – выполнение уравнения равновесия:

$$\int_{-a}^{a} g(x_p) dx_p = P_\Sigma \qquad (2)$$

При решении сингулярного уравнения (1) совместно с условием (2) необходимо рассматривать три случая. Первый случай $a < L$ ($L = b_w/2$ полуширина прямого, бочкообразного, арочного зуба) и площадка контакта не «выходит» ни на один край зуба. Второй случай $a < L$ и площадка контакта «выходит» на один край зуба. Третий случай $a = L$ и площадка распространяется на всю ширину зуба.

Зная закон $g(u)$, где u- безразмерная координата текущей точки площадки контакта ($-1 \le u \le 1$), величина максимальных контактных напряжений $P(u, 0)$ рассчитывается по формуле:

$$P(u, 0) = \sqrt{g(u) \cdot E_p / [\pi \cdot (1 - \nu^2)]} \qquad (3)$$

Здесь E_p, ν – приведенный модуль упругости и коэффициент Пуассона материала колес.

3 Расчет нагруженности цилиндрических передач с прямыми, бочкообразными и арочными зубьями в условиях перекоса зубьев

В качестве примера на рис. 2, 3, 4 и 5 при различных величинах угла перекоса γ представлены результаты расчета по длине площадки контакта максимальных контактных напряжений $P(u, 0)$ передачи бортового редуктора трактора имеющей параметры: $z_1^* = 12$; $z_2^* = 53$; $T_{1\text{Н}} = 6000$ НМ; $h_a = 1$; $m_n = 10{,}5$мм; $\chi_1 = 0{,}429$; $\chi_2 = -0{,}357$; $\nu = 0{,}3$; $\alpha_0 = 20^o$; $r_{g1} = 220$мм; $r_{g2} = 218$мм; $c_0 = 0{,}25$; $b_\text{w} = 100$мм; $E_p = 2{,}15 \cdot 10^5$ МПа.

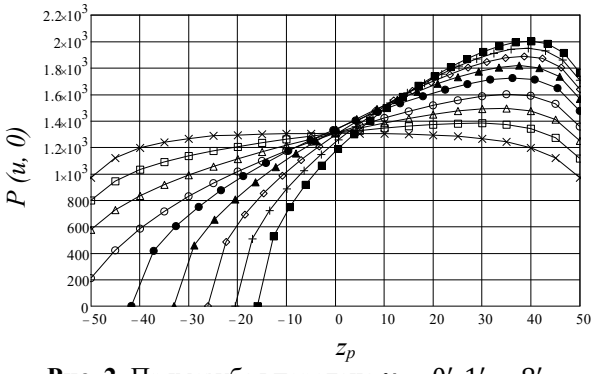


Рис. 2. Прямозубая передача $\gamma = 0', 1', \dots 8'$.

На рис. 6 в зависимости от величины угла перекоса представлена информация о максимальном значении контактных напряжений, возникающих в прямозубой передаче, передаче с бочкообразными зубьями при величине «бочки» 0,125 мм и 0,25 мм.

Здесь же, линией со светлыми треугольниками, показаны результаты расчета максимальных контактных напряжений для передачи с арочными зубьями, а прерывистой линией с черными треугольниками представлены результаты расчета самоустанвливающейся до угла перекоса $\gamma \approx 3'$ передачи с арочными зубьями.

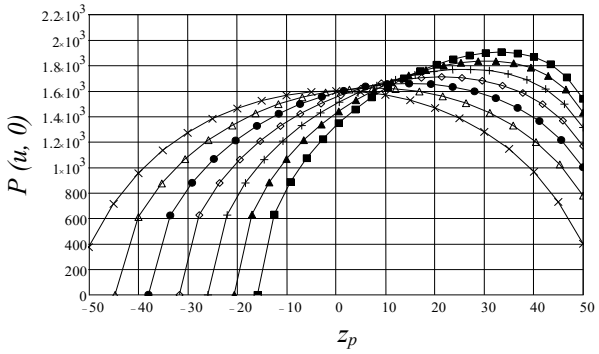


Рис. 3. Передача с бочкообразными зубьями «бочка» $\Delta = 0{,}125$ мм, $\gamma = 0', 2', 4' \ldots 12'$.

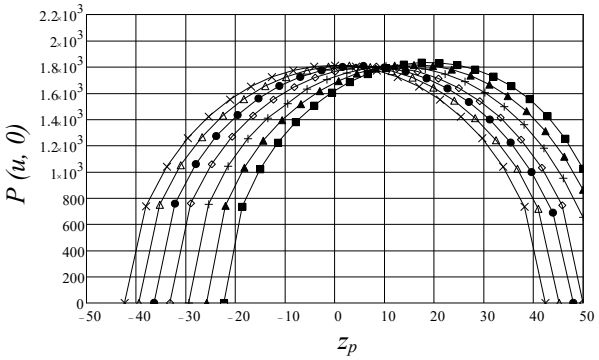


Рис. 4. Передача с бочкообразными зубьями «бочка» $\Delta = 0{,}25$ мм, $\gamma = 0', 2', 4' \ldots 12'$.

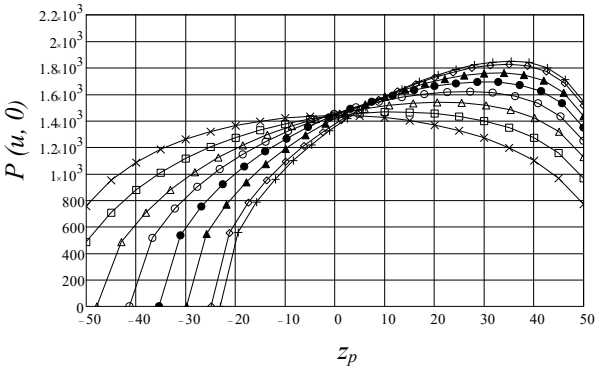


Рис. 5. Передача с арочными зубьями $\gamma = 0', 1', \ldots 7'$.

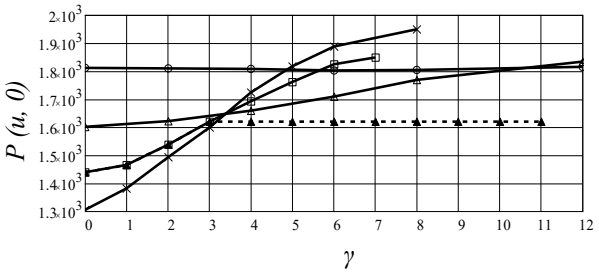


Рис. 6. Максимальные напряжения в передачах рис. 2, 3, 4, 5

Из рис. 6 следует, что нагруженность исследуемой цилиндрической передачи с прямыми зубьями до $\gamma \approx 3'$ ниже передачи с арочными зубьями. Однако при увеличении угла перекоса до $\gamma \approx 7'$ максимальные контактные напряжения в передаче с арочными зубьями уже ниже прямозубой на 100 МПа, а для самоустанавливающейся передачи (при самоустановке до $\gamma \approx 3'$ниже на 330 МПа.

4 Заключение

Разработана математическая модель, методика и алгоритм расчета размеров площадки контакта и закона распределения на ней контактных напряжений в зацеплении прямых, бочкообразных и арочных зубьев цилиндрической передачи при заданных величинах крутящего момента и угла перекоса зубьев. Методика позволяет оценить эффективность применения передач с арочными зубьями в силовых приводах энергонасыщенных машин, эксплуатация передач которых осуществляется в условиях неизбежных углов перекоса, возникающих вследствие погрешностей изготовления и податливости узлов.

Список использованных источников

[1] Повышение нагрузочной способности зубчатой передачи в условиях перекоса снижением контактных напряжений с помощью продольной модификации зубьев / Ф. Г. Нахатакян // Вестник машиностроения. - 2021. - № 12. - С. 13-16.

[2] Формообразование арочных зубьев цилиндрических колес и геометро-кинематические характеристики их зацеплений: монография / В. Н. Сызранцев, К. В. Сызранцева. - Тюмень : ТИУ, 2023. - 174 с.

[3] Цилиндрические передачи с арочными зубьями: геометрия, прочность, надежность: монография / В. Н. Сызранцев, К. В. Сызранцева. - Тюмень : ТИУ, 2020. - 171 с.

[4] C-gears: Geometry and Machining, Part C. / H.A. Arafa. - Direct text // Journal of Mechanical Engineering Science. - 2005. – No. 219(7). – P. 709–726.

[5] Analysis of the arc teeth self-adjusting cylindrical gear / V.N. Syzrantsev, A.I. Starikov // Book: Mechanisms and Machine Science, 2025, стр.257-276. Springer, Cham.

[6] Contact Stress Reliability Analysis Model for Cylindrical Gear with Circular Arc Tooth Trace Based on an Improved Metamodel / Q. Zhang, Z. Chen, Y. Wu, G. Xiang, G. Wen, X. Zhang, Y. Xie, G. Yang. - Direct text // Computer Modeling in Engineering & Sciences - 2024 - Vol. 140, No. 1. – P.593-619.

[7] Расчет распределенной по площадке контакта нагрузки в зацеплении прямых и бочкообразных зубьев в условиях их перекоса / В. Н. Сызранцев, К. В. Сызранцева, И. С. Сердюк. // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. - 2024. - №3(365). - С. 52-61.

РАЗВИТИЕ ЗАРУБЕЖНЫХ И ОТЕЧЕСТВЕННЫХ НОРМ ПРОЧНОСТИ ВИНТОКРЫЛЫХ АППАРАТОВ

Д.В. Неделько[1], М.М. Еремин[1]
[1] ФАУ «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Россия

Представлен анализ процесса развития и формирования отечественных и зарубежных норм прочности винтокрылых летательных аппаратов. Зарубежные нормы прочности в своей основе имеют авиационные стандарты США, которые приняты как базовые требования во всех зарубежных государствах, обладающих вертолетостроительными корпорациями. Развитие отечественных российских норм прочности винтокрылых аппаратов до конца 20-го века происходило синхронно с развитием норм США. Путем проведенного анализа показано, что дальнейшее развитие отечественных норм прочности винтокрылых аппаратов целесообразно проводить также путем их гармонизации с требованиями США. При этом также показано, что для винтокрылых аппаратов не имеет принципиального значения разделение требований прочности по отношению к гражданской и военной технике.

DEVELOPMENT OF FOREIGN AND DOMESTIC STRENGTH NORMS FOR HELICOPTER APPARATUSES

D.V. Nedelko[1], M.M. Eremin[1]
[1] N.E. Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute, Russia

The article presents an analysis of the development and formation of domestic and foreign strength standards for rotary-wing aircraft. Foreign strength standards are based on U.S. aviation standards, which are accepted as the basic requirements in all foreign countries with helicopter-building corporations. The development of domestic Russian strength standards for rotary-wing aircraft until the end of the 20th century was synchronized with the development of U.S. standards. The analysis shows that it is advisable to further develop domestic strength standards for rotary-wing aircraft by harmonizing them with U.S. requirements. It is also shown that the separation of strength requirements for civil and military aircraft is not crucial for rotary-wing aircraft.

1 Введение

Авторами выполнен анализ архивных сведений по содержанию норм прочности гражданских и военных вертолетов с целью уяснения связи между военными и гражданскими требованиями, а также тенденции развития норм прочности в 20-м веке.

Выявлены основные закономерности и тренды при формировании требований современных зарубежных норм прочности винтокрылых аппаратов.

Сформированы предложения к созданию основы современных отечественных норм прочности и обозначен перечень необходимых вопросов к обсуждению в процессе их создания.

2 Основа исследования

В основу проведенного исследования положен анализ конструктивных характеристик прочности массово эксплуатируемого зарубежного вертолета AS 332 «Супер Пума» (рис. 1).

Рис. 1. Вертолет «Супер Пума»

«Супер Пума» зарекомендовала себя как чрезвычайно успешный вертолёт как для военных, так и для гражданских заказчиков. Французская армия была активным первым заказчиком, использовав этот тип в операциях своих сил быстрого реагирования (Force d'Action Rapide) В гражданском секторе вертолёт активно используется для логистической поддержки добычи на морских нефтяных вышках и операциях по тушению пожаров с воздуха. Для гражданского использования в 2004 году был представлен преемник AS 332 следующего поколения — увеличенный Eurocopter EC225 Super Puma. По причине совей универсальности гражданского и военного применения, а также по причине большого опыта массовой эксплуатации данный вертолет весьма удобен для целей проведенного исследования. В основу требований к прочности данного вертолета была заложена военная спецификация MIL S 8698 [1].

В исследовании проведен подробный анализ требований указанной спецификации, а также множества других архивных источников, по сравнению с различными редакциями требований к прочности отечественных винтокрылых аппаратов. Выявлены связи требований двух типов указанных норм и их идентичность во многих вопросах, основанная на общем понимании техники и особенностей конструкции вертолетов. Практически по всем основным направлениям отечественные и зарубежные нормы прочности винтокрылых аппаратов развивались синхронно вплоть до 90-х годов прошлого века. Очевидно, что в настоящее время вполне целесообразна их дальнейшая гармонизация, поскольку с 90-х годов прошлого века в зарубежном вертолетостроении накоплен колоссальный практический опыт эксплуатации, основанный на достоверной статистике.

3 Заключение

Проведен анализ доступных зарубежных источников, содержащих сведения по формированию требований к нормам прочности военных и гражданских винтокрылых аппаратов. Выполнено сравнение с имеющимися открытыми сведениями в части норм прочности отечественных вертолетов.

Установлено, что по основным требованиям к прочности, определяющим облик и весовую эффективность винтокрылого аппарата, зарубежные военные и гражданские нормы прочности соответствуют друг другу. Показано, что развитие отечественных гражданских норм прочности вертолетов в 20-м веке отражало общее понимание технических вопросов и во многом повторяло аналогичное развитие зарубежных норм прочности.

Для формирования направления дальнейшего развития отечественных норм прочности винтокрылых аппаратов предлагается рассмотреть возможность дальнейшей гармонизации с нормами прочности для зарубежных вертолетов. При этом целесообразно дополнительно обсудить следующие вопросы:

- приемлемые максимальные величины нагрузок от пилота к системе управления;
- применимость современных требований в части аварийной посадки;
- приемлемые комбинации посадочных нагрузок для различных случаев нагружения;
- сохранение ране сложившихся подходов к установлению безопасного ресурса вертолетных конструкций с учетом зарубежного опыта.

Список использованных источников

[1] Military Specification MIL S 8698 [https://www.techstandardstore.com/product/MIL-MIL-S-8698]

РАЗДЕЛ VIII

АВИАЦИОННАЯ ХИММОТОЛОГИЯ

АВТОМАТИЗАЦИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕХМЕРНОЙ МОДЕЛИ НА ОСНОВЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЯ

Л.С. Яновский, В.В. Разносчиков, И.С. Аверьков,
Г.А. Тарасов, А.М. Стольников, В.И. Потаенко
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

AUTOMATION OF FORMATION OF A THREE-DIMENSIONAL MODEL BASED ON GEOMETRICAL DATA OF THE RESEARCH OBJECT

L.S. Yanovskiy[1], V.V. Raznoschikov[1], I.S. Averkov[1],
G.A. Tarasov[1], A.M. Stolnikov[1], V.I. Potaenko[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

В настоящее время все большее число исследований проводятся на основе трехмерной модели объекта. Возникают ситуации, требующие в сжатые сроки рассмотреть множество вариаций объекта (детали), что сложно реализовать с помощью ручного построения трехмерных моделей.

Разработанная методика позволяет оперативно получить 3D-модель на основе сгенерированного в программном комплексе «ОБЛИК» [1] конфигурационного файла, содержащего параметры геометрии изделия, а также шаблона 3D-объекта. Для усовершенствования методики реализована возможность хранить несколько наборов параметров, которые позволяют наглядно сравнить несколько вариаций объекта.Задача методики – автоматизировать процесс перехода от чертежа 3-х видов к трехмерной модели, что существенно ускорит, в частности, процесс экспериментальных исследований. В докладе представлены последовательность действий методики для построения объекта с параметрами, полученными в программном комплексе «ОБЛИК».

Список использованных источников

[1] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022619766 от 26.05.2022 г. «Имитационное моделирование летательных аппаратов с комбинированными воздушно-реактивными двигателями на твердых и жидких топливах» («ОБЛИК»).

ВЛИЯНИЕ МАЛОУГЛЕРОДНЫХ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ КОМПОНЕНТОВ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СГОРАНИЯ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

И.М. Попов, А.И. Богомолов, Н.И. Варламова, Л.С. Яновский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Выполнены исследования влияния малоуглеродных компонентов в топливе ТС-1 на характеристики сгорания. Изопропанол, этилацетат, метил-третбутиловый эфир и вода в концентрациях до 10 % об. не оказывают влияния на нагарообразование и практически не ухудшают полноту сгорания топлива. Водород, метан, пропан-бутан и аммиак в концентрациях до 7 % масс. также не оказывают влияния на нагарообразование. Наблюдается повышение полноты сгорания при концентрациях компонентов, кроме аммиака, свыше 1 % масс. Введение аммиака в концентрациях более 2 % масс. незначительно снижает полноту сгорания.

THE EFFECT OF LOW-CARBON ALTERNATIVE COMPONENTS ON THE COMBUSTION CHARACTERISTICS OF JET FUELS

I.M. Popov, A.I. Bogomolov, N.I. Varlamova, L.S. Yanovskiy
CIAM, Moscow, Russia

Studies on the effect of low-carbon components in TS-1 fuel on combustion characteristics. Isopropanol, ethyl acetate, methyl tret-butyl ether and water in concentrations up to 10% by volume have no effect on carbonation and practically does not impair the completeness of fuel combustion. Hydrogen, methane, propane-butane and ammonia in concentrations up to 7% by weight also have no effect on carbonation and there is an improvement in the completeness of combustion, at concentrations of components above 1% by weight. For ammonia, there is a slight decrease in the completeness of combustion at a concentration of more than 2% by weight.

1 Введение

В настоящее время большое внимание уделяется решению проблем использования альтернативных топлив, в том числе топлив, производимых из биосырья, а также применения смесевых топлив, включающих нефтяное топливо с добавкой альтернативного топлива в качестве компонента в энергосиловых установках транспортного назначения, в том числе в авиационных двигателях.

Необходимость применения альтернативных и смесевых топлив обусловлена общемировым курсом по ужесточению экологических норм. Применение топлив с добавками малоуглеродных компонентов, должно привести к снижению эмиссии диоксида углерода относительно использования нефтепродуктов – снижение углеродного следа.

2 Экспериментальная часть

В работе приведено описание экспериментальной установки с камерой сгорания испарительного типа [1] и методика проведения испытаний для оценки характеристик сгорания реактивных топлив, таких как количество нагара, полнота сгорания и срывные характеристики.

Описаны преимущества применения данной экспериментальной установки, а именно, простота конструкции, малое время к подготовке испытания, простота проведения испытаний, при этом так же изложены некоторые преимущества камеры сгорания испарительного типа.

Объектом исследования было выбрано промышленно производимое топливо для реактивных двигателей марки ТС-1 по ГОСТ 10227-86 и его смеси с жидкими и газообразными малоуглеродными компонентами с содержанием от 1 % до 10 % масс. для газообразных и от 1 % до 10 % об. для жидких компонентов. В качестве жидких компонентов использованы изопропиловый спирт, вода, этиловый эфир уксусной кислоты и метил-трет-бутиловый эфир. В качестве газообразных компонентов были использованы водород, аммиак, метан и пропан-бутановая смесь.

3 Заключение

По результатам исследований показано что введение в топливо ТС-1 изопропилового спирта, этилового эфира уксусной кислоты и метил-третбутилового эфира в количестве до 10 % об., а также воды в количестве 3 % об. не оказывает влияние на нагарообразование. Однако, введение в топливо ТС-1 воды в количестве 3 % об.

незначительно ухудшает полноту сгорания смеси с топливом ТС-1 при α до 4. При α более 5 полнота сгорания смесей находится на уровне топлива ТС-1. Введение остальных вышеупомянутых жидких компонентов в количестве до 10 % об. практически не влияет на полноту сгорания смеси в сравнении с топливом ТС-1.

Показано, что введение в топливо ТС-1 водорода, метана, аммиака и пропан-бутана в количестве до 7 % масс. практически не оказывает влияния на нагарообразование, количество нагара незначительно уменьшается при концентрациях компонентов более 5 % масс.Полнота сгорания при введении аммиака в количестве более 2 % масс. незначительно уменьшается по сравнению с исходным топливом. Полнота сгорания при введении водорода, метана и пропан-бутана повышается при концентрации более 1 % масс. при сравнении с исходным топливом.

Показано что введение альтернативных малоуглеродных компонентов в топливо ТС-1 в концентрациях до 10 % не влияет на срыв пламени.

Список использованных источников

[1] Патент RU 2642236C1 Способ сравнительной оценки эффективности присадок – промоторов горения топлива в камере сгорания воздушно-реактивного двигателя.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПОЛИЭФИРНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ФТОРКАУЧУКОВЫЕ И ФТОРСИЛИКОНОВЫЕ РЕЗИНЫ

Л.С. Яновский, В.М. Ежов, К.В. Шаранина, М.А. Ильина.
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF POLYESTER GAS TURBINE OILS ON FLUORO-RUBBER AND FLUOROSILICON RUBBERS

L.S. Yanovskiy, V.M. Ezhov, K.V. Sharanina, M.A. Ilina
CIAM, Moscow, Russia

В настоящее время для газотурбинных двигателей авиатехники и энергетики широко применяются масла на основе эфиров полиолов. Они сочетают высокий уровень противоизносных характеристик и термоокислительной стабильности. Недостатком полиэфирных масел является повышенная агрессивность к уплотнительным резинам [1,2].

Одной из основных тенденций развития авиационного двигателестроения является повышение теплонапряженности двигателя, что, безусловно, отразится на рабочей температуре смазочного масла.

Отсутствие опубликованных данных обусловливает интерес изучения влияния температурного режима на совместимость смазочных масел для авиационных газотурбинных двигателей с уплотнительными резинами.

В данной работе проведены исследования влияния авиационных масел на основе полиальфаолефинов и сложных эфиров на механические свойства фторкаучуковой и фторсиликоновой уплотнительных резин при различных температурных режимах в соответствии с авторской методикой с целью оценки предельных температур работоспособности резин и времени достижения предельно допустимых значений свойств резин в среде авиационных масел.

Экспериментально получены температурные зависимости предела прочности, накопления остаточной деформации сжатия и изменения массы образцов резин марок ИРП-1316, ИРП-1287 и 51-1434 после воздействия масел на основе эфиров полиолов и полиальфаолефинов в интервале температуры 190°С – 220°С.

Установлены температурный предел применения резин марок ИРП-1316, ИРП-1287 и 51-1434 в среде масел на основе полиальфаолефинов и эфиров полиолов, а также запас качества масел по показателю «совместимость с уплотнительными материалами».

Полученные данные будут использованы для совершенствования методологической базы с целью создания смазочных масел нового поколения для авиационных ГТД, а также при проектировании маслосистем перспективных энергосиловых установок.

Список использованных источников

[1] Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. Горюче-смазочные материалы для авиационных двигателей, Казанский Государственный Технический Университет им. А.Н. Туполева, Казань, 2002, с. 282

[2] Яновский Л.С., Ежов В.М., Ильина М.А., Шаранина К.В. Исследование термоокислительной стабильности синтетических масел для авиационных ГТД и редукторов вертолетов, Мир нефтепродуктов №2, 2001, с.52

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕРМИЧЕСКОГО ОКИСЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ

Л.С. Яновский, В.М. Ежов, М.А. Ильина, К.В. Шаранина, Д.В, Новаковский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

INVESTIGATION OF THE PROCESSES OF AVIATION LUBRICATING OILS THERMAL OXIDATION IN LABORATORY CONDITIONS

L.S. Yanovskiy, V.M. Ezhov, M.A. Ilina, K.V. Sharanina, D.V. Novakovskiy
CIAM, Moscow, Russia

Безопасная эксплуатация авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и наземных установок (ГТУ) возможна только при условии штатного функционирования их маслосистем, обеспечивающих работоспособность узлов трения, включая отведение тепла.

Смазочное масло является неотъемлемым элементом маслосистемы силовой и энергетической установки. Способность масла сохранять физико-химические и эксплуатационные свойства на заданном уровне при повышенной температуре характеризует продолжительность работоспособности маслосистемы силовой и энергетической установки в целом.

Для оценки влияния масла на надежность эксплуатации энергоустановок необходимо изучение закономерностей изменения физико-химических и эксплуатационных свойств вследствие окисления масла [1].

В настоящее время отсутствуют методы исследования кинетики изменения свойств масел при их окислении, в том числе с учетом влияния эксплуатационных примесей – попадания воды, в том числе морской, топлива, долива свежего масла, а также прогнозирования запаса качества – времени достижения предельно допустимых значений эксплуатационных свойств.

Масло в масляных полостях находится в состоянии аэрозоля. Температура стенок полости может достигать 350 °С и в дальнейшем будет только повышаться. Современные маслосистемы надежно предотвращают самовоспламенение масловоздушной смеси, однако топливо, вода и продукты окисления масла могут приводить к снижению температуры самовоспламенения масловоздушной смеси [2].

В данной работе проведены экспериментальные исследования изменения физико-химических и эксплуатационных свойств, в том числе трибологических и пенообразующих свойств, смазочных масел на основе синтетических углеводородов и сложных эфиров в процессе термоокислительной деградации при температуре в диапазоне 175-240 °С.

Разработаны математические зависимости значений свойств масел от температуры и времени окисления с учетом влияния добавки свежего масла, топлива, дистиллированной и морской воды.

Список использованных источников

[1] Яновский Л.С., Ежов В.М., Ильина М.А., Шаранина К.В. Исследование термоокислительной стабильности синтетических масел для авиационных ГТД и редукторов вертолетов // Мир нефтепродуктов. - 2021. - № 2. - С. 52-56

[2] Яновский Л.С., Ежов В.М., Ильина М.А., Червонная Н.А., Новаковский Д.В. Исследование пожаровзрывобезопасности авиационных смазочных масел // Новое в российской электроэнергетике. – 2025. - № 1. - С.14-20

ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ ВОЗДУШНО – РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ ТВЕРДООКСИДНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Л.С. Яновский, А.В. Байков, И.С. Аверьков, В.В. Разносчиков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Современные авиационные газотурбинные двигатели приближаются по своим основным параметрам к своему термодинамическому пределу. Один из наиболее перспективных путей дальнейшего совершенствования современных авиационных двигателей связан с прямым преобразованием энергии топлива в электрическую энергию с помощью твердооксидных топливных элементов (ТОТЭ) и использование получаемой электрической энергии для создания силы тяги в воздушно – реактивном двигателе (ВРД) [1,2].

PROSPECTS FOR THE CREATION OF AIR– JET ENGINES BASED ON SOLID OXIDE FUEL CELLS

L.S. Yanovsky, A.V. Baykov, I.S. Averkov, V.V. Raznoschikov
CIAM, Moscow, Russia

Modern aviation gas turbine engines are approaching their thermodynamic limit in terms of their basic parameters. Therefore, actual solutions are needed to further improve their operating parameters. One of the most promising solutions may be the direct conversion of fuel energy into electrical energy using solid oxide fuel cells and the use of the resulting electrical energy to create thrust in an air–jet engine [1,2].

В докладе представлена усовершенствованная схема двигателя на ТОТЭ. В предлагаемом ВРД имеется отдельно расположенный тяговый вентилятор, замкнутый контур для охлаждения батареи топливных элементов и дополнительная камера сгорания [3]. Для анализа эффективности применения ВРД с батареей ТОТЭ в качестве силовой установки для самолета, используется программный комплекс «ОБЛИК» [4]. В качестве критерия эффективности рассматривается расход топлива на транспортировку 1 т. груза на 1 км пути.

Результаты математического моделирования полета ЛА показывают, что основной проблемой такого типа двигателей является достижение приемлемых для авиации массово – габаритных характеристик батареи ТОТЭ. В докладе представлен скейлинговый анализ конструкции топливной батареи, с помощью которого установлено, что приемлемые характеристики батареи ТОТЭ могут быть достигнуты путем перехода к использованию твердооксидных топливных микроэлементов (мкТОТЭ). Приводятся результаты экспериментальных испытаний образца мкТОТЭ, изготовленного на основе представлений, сформированных на основе теоретического анализа [5]. Показано, что на созданном образце мкТОТЭ становится возможным достижение удельной мощности батареи ТОТЭ 5,7 кВт/кг, что достаточно для обеспечения полета самолета.

Список литературы

[1] Алешин Б.С., Бабкин В.И., Гохберг Л.М., Дутов А.В., Желтов С.Ю., Каблов Е.Н., Федосов Е.А., Чернышев С.Л. Авиационная наука и технологии 2030 г. Форсайт. Основные положения. – М.: изд. ФГУП ЦАГИ 2012. 44 с.

[2] Перспективы применения топливных элементов в авиационных двигателях / Скибин В.А., Яновский Л.С. Байков А.В. // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 4. С. 41-46

[3] Авиационная силовая установка / Аверьков И.С., Байков А.В., Олесова Н.И., Яновский Л.С., Ведешкин Г.К., Свердлов Е.Д., Лебедев А.В., Варламова Н.И., Попов И.М. // патент № 2652842, (заявка №2017102137 от 24.01.2017) опубликован 03.05.2018

[4] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022619766 «Имитационное моделирование летательных аппаратов с комбинированными воздушно-реактивными двигателями на твердых и жидких топливах» («ОБЛИК»). Правообладатель: ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Авторы Аверьков И.С., Стольников А.М., Суриков Е.В., Разносчиков В.В., Яновский Л.С.

[5] Твердооксидные топливные элементы как основа для создания авиационных двигателей нового поколения / Яновский Л.С., Байков А.В., Аверьков И.С., Липилин А.С., Никонов А.В. //Тепловые процессы в технике. 2017. Т. 9. № 1. С.2-6.

РАЗРАБОТКА БАЗЫ ДАННЫХ ВЕЩЕСТВ ДЛЯ ПОИСКОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ФОРМИРОВАНИЮ НОВЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИЙ

И.С. Аверьков, В.В. Разносчиков, А.М. Стольников, Д.Б. Лемперт, Н.Н. Волкова, Л.С. Яновский

ФИЦ ПХФ и МХ РАН, Черноголовка

Разработан программный комплекс и сформирована обширная база данных по веществам, обеспечивающая возможность поисковых исследований по формированию новых композиций энергетических материалов применительно к различным энергоустановкам.

DEVELOPMENT OF A DATABASE OF SUBSTANCES FOR RESEARCH ON THE FORMATION OF NEW ENERGY COMPOSITIONS

I.S. Averkov, V.V. Raznoschikov, A.M. Stolnikov, D.B. Lempert, N.N. Volkova, L.S. Yanovsky

FRC PCP MC RAS, Chernogolovka, Russia

A software package has been developed and an extensive database of substances has been created, providing the possibility of exploratory research into the formation of new compositions of energy materials applicable to various power plants.

1 Введение

Для решения задач, связанных с предварительным формированием облика летательного аппарата (ЛА), выбора параметров силовой установки (СУ) и поиска оптимальных составов энергоконденсированных материалов (ЭКМ) в настоящем исследовании решена частная задача по разработке реляционной базы данных (БД) широкого круга химических веществ. Для моделирования процесса в узлах ЛА и СУ использован разработанный ранее программный комплекс [1, 2], основанный на инженерных подходах, позволяющий организовать цикл расчетно-теоретических и оптимизационных исследований в системе ЛА.

Основная проблема при поиске новых составов ЭКМ заключается в разрозненности информации, сложности доступа к информации, отсутствии возможностей ее обработки. Целью настоящей работы являлась организация упорядоченного сбора и хранения различных данных по ЭКМ и другим веществам с возможностью оперативного получения любой интересующей информации, а также формирования выборок и отчетов по тем или иным условиям поиска.

Для достижения поставленной цели решены следующие задачи: формулировка требований к БД; выбор системы управления базами данных (СУБД); разработка программного приложения с удобным интерфейсом для просмотра БД, ее редактирования и формирования отчетов.

2 Требования к базе данных

Разработка БД выполнена на основании следующих требований: возможность добавления веществ в БД; возможность добавления новых наименований свойств в БД с различными типами значений (вещественный тип, табличный и текстовый тип данных, изображения); возможность указания нескольких вариантов значений одного и того же свойства со ссылками на различные источники; возможность добавления новых источников для ссылок; возможность указания различных единиц измерения при задании или считывании значений свойств; возможность добавления новых наименований единиц измерения для разных свойств.

3 Выбор СУБД

Сравнительный анализ различных СУБД проведен в работе [3]. В данной работе сделан вывод, что наибольшая скорость выполнения запросов обеспечивается в СУБД InterBase. Учитывая, что СУБД FireBird является аналогом InterBase с лицензией Open source code было принято решение использовать данную СУБД для разработки БД по веществам ЭКМ.

Разработка базы данных

На основании сформулированных требований к БД была разработана структура реляционной БД **(рис. 1)**. Разработка структуры БД выполнена в среде IBExpert [4].

На рис. 2 показано главное окно разработанной БД. В данную базу помещены свойства более 15000 различных химических веществ.

На программу получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ [5]. Название программы – "Арсенал".

Основные возможности программы:

— контекстный поиск по названиям;
— выборка веществ по атрибутам (фазовое состояние, область применения и т.п.);
— выборка веществ по содержанию элементов;
— выборка веществ по значениям свойств.

На рис. 3 показано окно программы с выбором веществ по значениям теплоты сгорания.

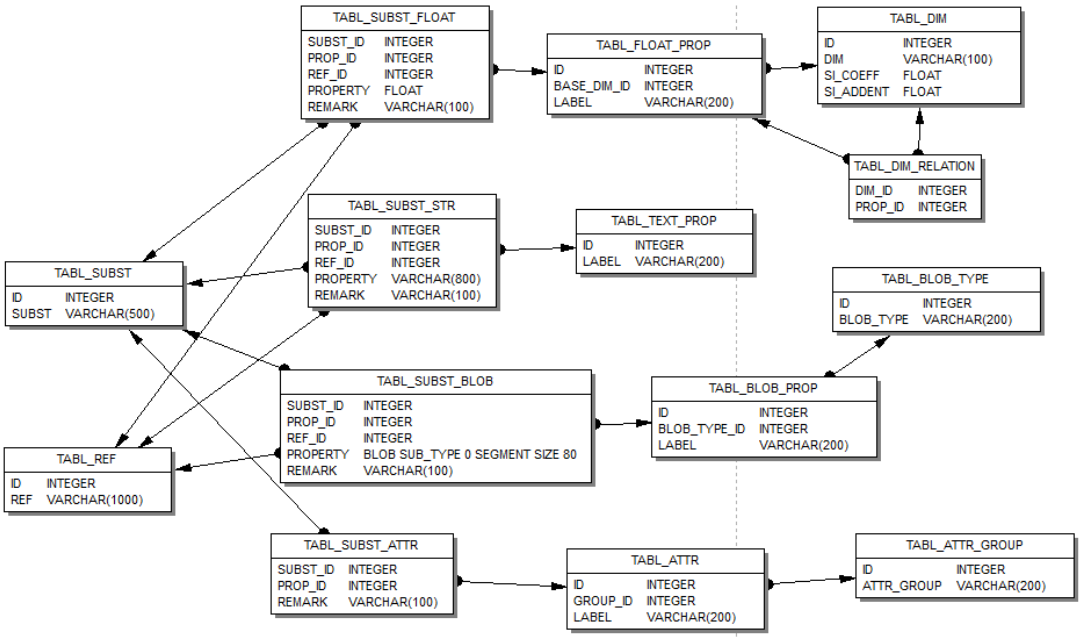


Рис. 1 Структура реляционной БД сформированная в среде IBExpert

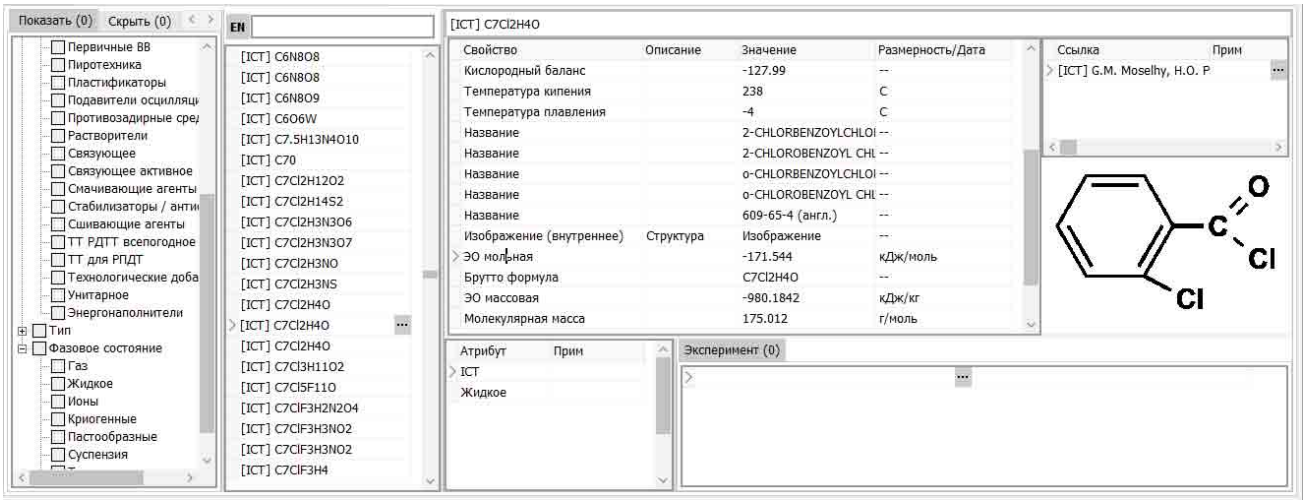


Рис. 2. Внешний вид диалогового окна БД

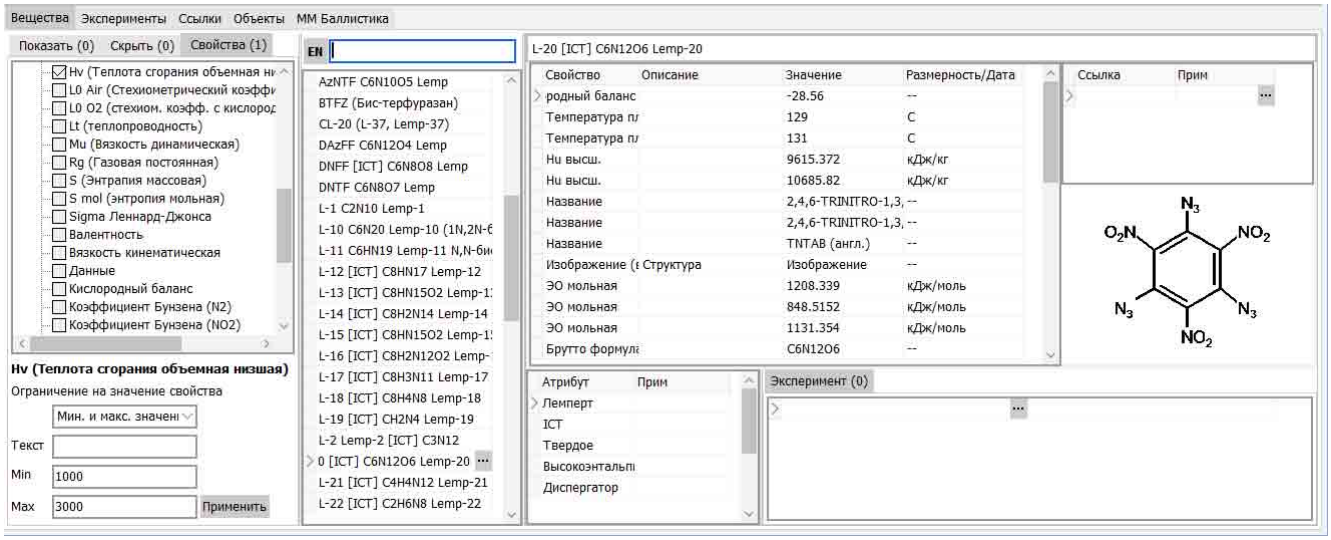


Рис. 3. Выборка веществ по значениям свойств

Таким образом, разработан программный комплекс и сформирована обширная база данных по веществам, обеспечивающая возможность поисковых исследований по формированию новых композиций энергетических материалов применительно к различным энергоустановкам.

Работа частично выполнена в рамках государственных заданий №124013100856-9

Список использованных источников

[1] Разносчиков В.В. // Полет. 2008. № 4. С. 28-32.

[2] Яновский Л.С., Лемперт Д.Б., Разносчиков В.В., Аверьков И.С.. Оценка эффективности твердых топлив на основе высокоэнтальпийных диспергаторов для ракетно-прямоточных двигателей. ЖПХ 2019, т.92, вып.3. С.322-342

[3] Белов Г.В. Термодинамическое моделирование. Москва. Научный мир. 2002.

[4] Веб ресурс: www.ibase.ru. Дата обращения 08.04.2025

[5] Аверьков И.С., Стольников А.М., Суриков Е.В., Разносчиков В.В., Яновский Л.С. «Формирование баз данных по свойствам энергоконденсированных материалов» («АРСЕНАЛ»). Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ N 2022619768 от 26 мая 2022 г..

ОБОБЩЕНИЕ И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ ТОПЛИВ ДЛЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ КОМПОНЕНТОВ МЕТОДОМ BOCLE

И.М. Никитин, В.В. Сузиков, В.В. Кондратенко

ФАУ «25 Государственный научно-исследовательский институт химмотологии Министерства обороны Российской Федерации»

В настоящее время в вооружении, военной и специальной технике ВС РФ допускаются к применению топлива для реактивных двигателей марок ТС-1 и РТ по ГОСТ 10227-86, но ограниченность марок топлива не влияет на диапазон изменения их физико-химических и эксплуатационных свойств в пределах требований ГОСТ, поскольку топлива производят НПЗ в разных регионах страны с использованием различного нефтяного сырья и технологий его переработки с учётом экономической эффективности производства.

GENERALIZATION AND ANALYSIS OF THE RESULTS OF EXPERIMENTAL RESEARCHES OF THE ANTI-AGING PROPERTIES OF FUELS FOR JET ENGINES AND THEIR COMPONENTS BY THE BOCLE METHOD

I.M. Nikitin, V.V. Suzikov, and V.V. Kondratenko

FAU "25 State Research Institute of Chemical Engineering of the Ministry of Defense of the Russian Federation"

Currently, the Armed Forces of the Russian Federation allow the use of TS-1 and RT jet engine fuel according to GOST 10227-86, but the limited range of fuel types does not affect the variation in their physical, chemical, and operational properties within the requirements of GOST, as the fuel is produced by refineries in different regions of the country using various types of petroleum raw materials and processing technologies, taking into account the economic efficiency of production.

Из-за значительного содержания сернистых соединений в керосиновых фракциях, вырабатываемых на НПЗ в Европейской части РФ, для получения топлив по ГОСТ 10227-86 широко применяют процессы гидрооблагораживания нефтяных фракций прямой перегонки – гидроочистка, её «мягкий» вариант – демеркаптанизация, удаляющая только наиболее агрессивные гетероатомные соединения (меркаптаны), и процесс глубокой переработки нефти – гидрокрекинг высококипящих дистиллятов. Этот процесс характеризуется высокой селективностью и гибкостью, что позволяет производить при незначительном изменении его режима широкий ассортимент продуктов с требуемыми физико-химическими и эксплуатационными свойствами. Поэтому компонентный состав топлив марки ТС-1 весьма разнообразен.

Применение гидрогенизационных процессов при производстве топлив для реактивных двигателей позволяет получить топливо повышенного качества (высокая термоокислительная стабильность, низкая коррозионная активность) при возможности расширения сырьевой базы производства керосиновых фракций. Однако при этом из нефтяного сырья удаляются гетероатомные соединения, обладающие противоизносными свойствами. В такой ситуации необходимо введение в топливо противоизносной присадки или смешение гидроогенизированных фракций с прямогонной фракцией, в которой присутствуют природные соединения, обладающие противоизносными свойствами.

У топлив марки РТ компонентный состав более однороден. Как правило, базовым компонентом этого топлива является гидроочищенная керосиновая фракция или смесь гидроочищенной керосиновой фракции и керосиновой фракции гидрокрекинга. Для обеспечения требуемого уровня противоизносных свойств топлив марки РТ в них вводят противоизносную присадку Unicor J производства компании Dorf Ketal Chemical (Индия).

В ФАУ «25ГосНИИ химмотологии МО РФ» проведено экспериментальное исследование изменения уровня противоизносных свойств товарных образцов топлив ТС-1, РТ и их компонентов

за период с 2012 г. до 2024 г. методом BOCLE с использованием аппарата ВОС-100. Основными тенденциями в изменении компонентного состава топлив, производимых за указанный период, было широкое вовлечение в производство топлива ТС-1 керосиновых фракций гидрогенизационных процессов, что потребовало большее использование противоизносных присадок. Введение присадок в меньшей степени необходимо для топлив, вырабатываемых в НПЗ, расположенных в Зауралье, поскольку уровень противоизносных свойств у прямогонных дистиллятов в месторождениях многих сибирских регионов соответствуют требованиям ГОСТ 10227-86.

Результаты оценки противоизносных свойств образцов топлив для реактивных двигателей свидетельствуют о том, что у предприятий с широкими возможностями варьирования топливных композиций (например, у АО «ТАНЕКО») диапазоны значений оценочного показателя метода BOCLE существенно шире.

Основным процессом нефтепереработки является прямая перегонка нефтяного сырья – разделение нефти на фракции по диапазонам температур, в пределах которых они будут использоваться. Следующие процессы нефтепереработки обеспечивают улучшение физико-химических и эксплуатационных свойств прямогонных фракций. В настоящее время основные процессы для облагораживания нефтяных фракций, используемых для производства топлив для реактивных двигателей, представляют собой разные варианты процессов гидроочистки и кидрокрекинга. Исследование влияния режима гидроочистки керосиновых фракций, произведённых разными НПЗ, на их противоизносные свойства свидетельствуют о том, что керосиновые дистилляты могут существенно различаться по противоизносным свойствам: уменьшение диаметра пятна износа после гидроочистки составляло от 17 до 42 %.

Гидрокрекинг нефтяных дистиллятов и их остатков с целью получения «светлых» нефтепродуктов входит в группу относительно новых деструктивных процессов переработки нефти. Его основные преимущества – возможность переработки как дистиллятного, так и остаточного сырья для получения высококачественного топлива и расширение ресурсов для производства авиационного керосина.

В среднем диапазон значений диаметра пятен износа испытанных гидроочищенных керосиновых фракций составляет от 0,74 мм до 0,83 мм, для керосиновых фракций гидрокрекинга – от 0,79 мм до 0,88 мм.

Анализ результатов экспериментальных исследований керосиновых фракций гидрокрекинга с введёнными в них тремя противоизносными присадками в разных концентрациях, произведённых разными НПЗ, показал, что метод BOCLE позволяет оценивать их эффективность. Например, уменьшение диаметра пятна износа при введении в керосиновую фракцию гидрокрекинга 0,001 % масс. противоизносной присадки ДНК составило от 1,25 до 1,44, для присадки Unicor J – от 1,17 до 1,23 раза, для присадки Hitec-580 – от 1,09 до 1,21 раза. В целом это является адекватной оценкой эффективности действия противоизносных присадок, поскольку присадка ДНК представляет собой непосредственно нефтяные кислоты, выделенные из нефти (кислотность от 230 до 270 мг КОН/г), присадка Unicor J содержит димеры жирных кислот (кислотность от 110 до 126 мг КОН\г).

Результаты испытаний модельных образцов топлив, представляющих собой смеси прямогонной керосиновой фракции с гидроочищенной керосиновой фракцией или керосиновой фракцией гидрокрекинга в различных соотношениях свидетельствуют, что существенное уменьшение диаметра пятна износа (для гидроочищенной керосиновой фракции – в 1,23 раза, для керосиновой фракции гидрокрекинга – в 1,25 раза) наблюдается при введении в них 20 % масс. прямогонной керосиновой фракции, что соответствует установленным ранее требованиям к смесевым топливам марки ТС-1.

Список использованных источников

[1] ГОСТ 10227-86 Топлива для реактивных двигателей. Технические условия.
[2] ГОСТ Р 53715-2009 Топлива авиационные для газотурбинных двигателей. Метод определения смазывающей способности на аппарате шар-цилиндр (BOCLE).
[3] ГОСТ 13302-77 Кислоты нефтяные. Технические условия.
[4] Энциклопедия химмотологии / Н.Н. Гришин, В.В. Середа. – М.: Перо, 2016, 960 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ СТАБИЛЬНОСТИ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.А. Крысанова, С.Ю. Поляков
ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Москва

В работе представлено исследование термической стабильности смазочных масел на минеральной основе, применяемых в газотурбинных двигателях. Экспериментально доказано, что при увеличении температуры термостатирования в среде без доступа кислорода при повышенном давлении происходит снижение кинематической вязкости за счет деструкции углеводородов. Отсутствие окисления подтверждается отсутствием характеристических пиков в инфракрасных спектрах масел, подвергшихся термическому воздействию. Установлено снижение относительной средней молекулярной массы исследуемых масел.

RESEARCH OF THE THERMAL STABILITY OF LUBRICATING OILS FOR GAS TURBINE ENGINES

V.A. Krysanova, S.Iu. Poliakov
GAZPROM VNIIGAZ LLG, Moscow, Russia

The article presents research on the thermal stability of mineral-based lubricating oils used in gas turbine engines. It has been experimentally proven that with an increase in thermostating temperature in an environment without access to oxygen under elevated pressure, there is a decrease of kinematic viscosity due to the destruction of hydrocarbons. The absence of oxidation is confirmed by the lack of characteristic peaks in the infrared spectra of oils subjected to thermal exposure. A decrease in the relative average molecular weight of the studied oils has been established.

1 Введение

Смазочные масла в газотурбинном двигателе (ГТД), используемом в качестве привода газоперекачивающего агрегата, подвержены воздействию различных неблагоприятных эксплуатационных факторов. Одним из основных - является воздействие высоких температур.

Как правило, смазочное масло подается в масляную систему ГТД при избыточном давлении 0,4 МПа [1]. Подвод и отвод масла к опоре турбины осуществляется с помощью трубопроводов в среде без доступа кислорода. Температура стенок, контактирующих с маслом может достигать 250-360 ˚С [2]. Такое воздействие высоких температур может негативно влиять на его физико-химические свойства смазочного масла.

Способность смазочного масла противостоять изменениям при тепловом воздействии в среде, лишенной кислорода называют термической стабильностью [3].

В настоящее время существует только один стандарт по оценки термической стабильности смазочного масла - FED STD 791 Method 3411 [4]. Сущность метода заключается в термостатировании смазочного масла в запаянной стеклянной ампуле при температуре 274 ˚С в течение 96 часов. Термическая стабильность оценивается по изменениям кинематической вязкости при 37,8 ˚С (ASTM D 445) и кислотного числа по ASTM D 664. Существенным недостатком данного метода является отсутствие возможности создания повышенного давления, которое приблизило условия испытания к реальным условиям, эксплуатации смазочного масла в ГТД. Поэтому актуальной задачей является исследование термической стабильности масла в условиях повышенного давления.

2 Экспериментальные исследования

Для оценки термической стабильности осуществляли термическое воздействие на смазочные масла в среде без доступа кислорода. Для этого смазочное масло помещали в герметичный стальной контейнер и термостатировали при заданной температуре и избыточном давлении 0,4 МПа в течении 25 часов. Избыточное давление устанавливали расчетным способом, исходя из температурного расширения смазочного масла при нагревании. Термическую стабильность смазочного масла оценивали по снижению кинематической вязкости. Для этого измеряли кинематическую вязкость при 50 ˚С (КВ50) по ГОСТ 33 как исходного, так и подверженного термическому воздействию масла. В качестве объекта исследования были выбраны

масла на минеральной основе - авиационное масло МС-8П и турбинное масло Тп-22С.

Исследования влияния температуры термостатирования на термическую стабильность смазочного масла проводили в диапазоне температур от 280 до 350 ˚С (рис. 1, 2).

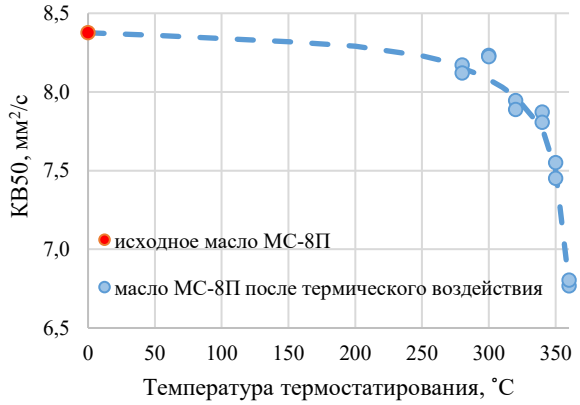


Рис. 1 Зависимость кинематической вязкости МС-8П от температуры термостатирования

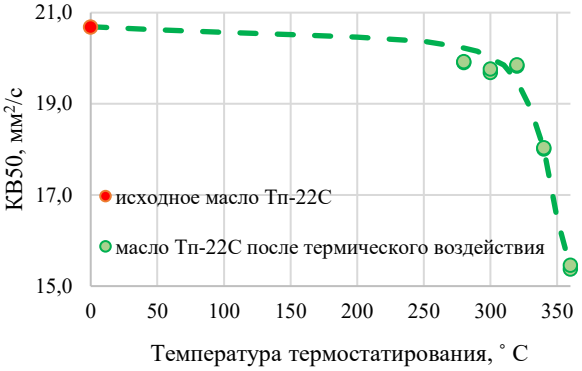


Рис. 2 Зависимость кинематической вязкости Тп-22С от температуры термостатирования

Полученные результаты показали, что с повышением температуры происходит снижение кинематической вязкости исследуемых масел. Так при 360 ˚С КВ50 масла МС-8П составила 6,786 мм^2/с, что на 19 % ниже исходной вязкости масла. А для масла Тп-22С показатель «КВ50» снизился на 26% от исходного и составил 15,42 мм^2/с.

Отсутствие окисления при термическом воздействии установили при помощи ИК-спектрометрии. На рис. 3, 4 представлены ИК-спектры исследуемых смазочных масел после испытаний по оценки термической стабильности. Для сравнения приведены ИК-спектры как исходных, так и окисленных МС-8П и Тп-22С.

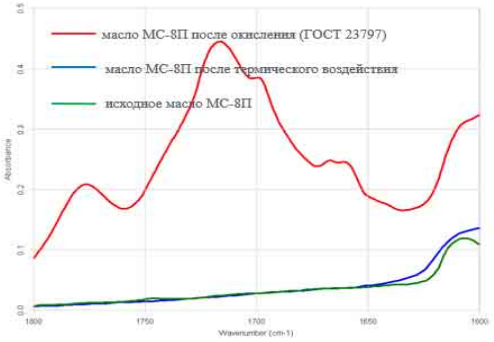


Рис. 3 Сравнение ИК-спектров образцов масла МС-8П в узкой полосе 1800-1600 см$^{-1}$

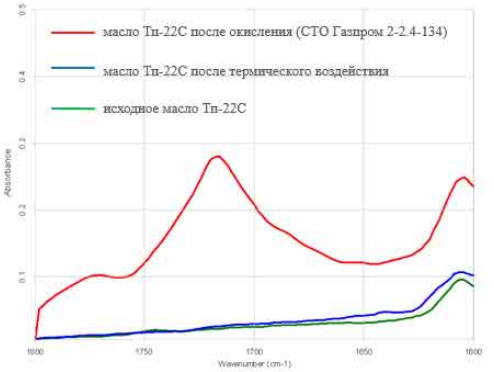


Рис. 4 Сравнение ИК-спектров образцов масла Тп-22С в узкой полосе 1800-1600 см$^{-1}$

Согласно полученным ИК-спектрам, после испытания по оценке термической стабильности в области 1600-1800 см$^{-1}$ не наблюдается появление пиков, характерных для С=О - группы, что говорит об отсутствии окисления масла в условиях эксперимента.

Полученные экспериментальные данные показали (рис. 1,2), что при термическом воздействии в среде без доступа кислорода вязкость смазочного масла снижается. Исходя из создаваемых условий можно предположить, что снижение является следствием деструкции углеводородов. Для подтверждения данной гипотезы проведена оценка изменения молекулярной массы масел.

Среднюю относительную молекулярную массу определяли по методу ASTM D 2502. В таблице 1 представлены результаты по изменению средней относительной молекулярной массы в зависимости от температуры термостатирования.

Таблица 1 – Результаты исследования изменения средней относительной молекулярной массы от температуры термостатирования

Температура термостатирования, ˚С	Средняя относительная молекулярная масса, ед.	
	МС-8П	Тп-22С
исходное масло	307	392
280	294	381

300	296	384
350	279	365

При термическом воздействии в исследуемом диапазоне температур (280-350 ˚С) средняя относительная молекулярная масса масел МС-8П и Тп-22С снизилась на 27-28 единиц. Полученные результаты показали, что происходит деструкции углеводородов исследуемых масел при воздействии высоких температур в среде без доступа кислорода

3 Заключение

В ходе проведенных исследований экспериментально показано снижение термической стабильности масел на минеральной основе. Установлено отсутствие окисления в процессе термического воздействия. Снижение кинематической вязкости и средней относительной молекулярной массы смазочных масел МС-8П и Тп-22С позволяют предположить о деструкции углеводородов в условиях испытания.

Список использованных источников

[1] Троянов А.Е. Проектирование систем суфлирования масляных полостей авиационных двигателей: учеб. пособие / А.Е. Трянов, О.А. Гришанов, С.В. Бутылкин. – Самара: Изд-во Самар, гос. аэрокосм, ун-та, 2006. – 83 с.

[2] Отчет ОАО «ВНИИ НП», ОАО «СвНИИНП», ОАО «СНТК «Двигатели НК». Проверка работоспособности масла «Петрим» при длительном испытании двигателя НК-36СТ, № 4540 от 21.11.1995.

[3] Горючие, смазочные материалы: Энциклопедический толковый словарь-справочник. Изд. 2-е./ Под ред. В.М. Школьникова. – Москва: ООО «Издательский центр «Техноформ» Международной Академии Информатизации», 2010. – 756 с.

[4] FED STD 791. Method 3411 Thermal stability and corrosivity of aircraft turbine engine lubricants. 1986.

ТВЁРДЫЕ СМАЗОЧНЫЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ОТ ФРЕТТИНГА ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Л.Н. Лесневский, И.А. Николаев
МАИ, Москва

В настоящей работе для уменьшения фреттинг-изнашивания деталей узлов трения газотурбинных двигателей проведены исследования возможностей и перспектив использования твёрдых смазочных покрытий, сформированных различными плазменными методами, реализуемыми в трёх различных средах: в вакууме, в жидкости (электролите) и в атмосфере. Исследования проведены с использованием построения и анализа петель фреттинг-гистерезиса, энергетического подхода и разработкой карт фреттинга покрытий. Приведены результаты практического использования разработанных твёрдых смазочных покрытий для повышения фреттингостойкости и износостойкости деталей узлов трения.

SOLID LUBRICANT COATINGS FOR PROTECTION AGAINST FRETTING OF GAS TURBINE ENGINE PARTS

L.N. Lesnevsky, I.A. Nikolaev
MAI, Moscow

In this paper, the possibilities and prospects of using solid lubricating coatings formed by various plasma methods in three different environments: in vacuum, in liquid (electrolyte) and in the atmosphere were studied to reduce fretting wear of friction unit parts of gas turbine engines. The studies were conducted using the formation and analysis of fretting hysteresis loops, the energy approach and the development of coating fretting maps. The results of practical use of the developed solid lubricating coatings to improve fretting resistance and wear resistance of friction unit parts are presented.

1.Введение

Одной из важнейших проблем создания перспективных газотурбинных двигателей (ГТД) является проблема повышения ресурса и надежности их элементов и узлов, и особенно тех узлов, которые работают в условиях трения и изнашивания. Фреттинг-изнашивание является одним из распространённых, но недостаточно изученных видов изнашивания, которое служит причиной катастрофических отказов или потери функциональности многих узлов трения. Фреттинг встречается во всех квазистатических нагрузках деталей, подверженных вибрации, и, в значительной степени определяется механическими и термодинамическими свойствами их поверхностных слоёв, поэтому модификация этих поверхностных слоёв или их "замена" на фреттинго-стойкие слои покрытий, и в частности, слои твёрдых смазочных покрытий (ТСП), свойства которых могут значительно отличаться от свойств основного материала, позволяют надеется на повышение стойкости материалов к фреттинг-изнашиванию.

Вопросы повышения фреттингостойкости актуальны для многих узлов трения ГТД. К таким узлам относятся: замки лопаток вентилятора, компрессора и турбины, поворотные узлы направляющих аппаратов системы управления механизацией компрессора, антивибрационные и бандажные полки лопаток, поворотные механизмы (тяги, гидроцилиндры), створки сопла, подшипники скольжения, лепестковые газодинамические подшипники и др. В настоящей работе с целью уменьшения фреттинг-изнашивания на основе анализа возможностей и перспектив, используемых и предлагаемых к использованию твёрдых смазочных покрытий, рассматриваются различные плазменные методы их нанесения, реализуемые в трёх различных средах: в вакууме, в жидкости (электролите) и в атмосфере. Из этих методов, как наиболее широко и эффективно используемые в авиационно-космическом производстве, обоснованно выбраны для практической реализации: физическое и химическое осаждение из паровой фазы (physical vapour deposition - PVD и chemical vapour deposition - CVD), микродуговое оксидирование (micro arc oxidation - MAO) и атмосферное плазменное напыление (atmosphere plasma spraying - APS).

Таким образом объектом настоящего исследования является процесс фреттинг-изнашивания твёрдых смазочных покрытий, предназначенных для защиты от фреттинга элементов узлов трения ГТД, для чего были разработаны методики экспериментальной оценки и исследования фреттинг-изнашивания ТСП, сформированные различными плазменными методами. Результаты работы были получены при комплексном использовании аналитических и экспериментальных методов исследования с использованием специализированных машин трения.

2. Анализ возможностей ТСП

Из анализа применения различных методов защиты от повреждений при фреттинг-изнашивании следует, что при наличии вибраций (или относительном скольжении), сопутствующих работе различных узлов трения ГТД, исключить которые невозможно, большинство предложений по этой защите сводится к двум: повышение прочности контактирующих поверхностей за счёт замены материала детали (или обработкой её поверхности) и снижение коэффициента трения. Смазка является одним из важных методов предотвращения фреттинг-изнашивания и фреттинг-повреждений, прежде всего, благодаря её эффективному влиянию на снижение коэффициента трения. Исследовано влияние многих

смазочных материалов на характеристики фреттинг-изнашивания, при этом были обнаружены некоторые общие черты таких смазок, хотя большинство экспериментальных данных было получено при совершенно разных условиях [1].

Смазочные материалы сгруппированы в соответствии с их физическим состоянием существования в трех различных формах, то есть жидкие, полутвердые и твердые. Смазочные материалы жидкие и полутвёрдые (консистентные) широко используются в трибологических системах, таких как контакты качения и скольжения, однако их обычно очень трудно применять в фреттинг-контактах и прежде всего из-за их низкой прочности и высокой чувствительности к контактному давлению. С развитием представлений о трении и смазке развивались и представления о твёрдой смазке особенно для использования в тяжёлых условиях эксплуатации: при повышенных температурах, при экстремальном контактном давлении, при экстремально низких температурах, в условиях вакуума и радиации. В этих условиях твердые смазочные материалы, возможно, становились единственным доступным вариантом для защиты от повреждений при трении и фреттинге. К настоящему времени достигнуты большие успехи в разработке рецептур твердых смазочных покрытий, очевиден заметный прогресс при их проектировании, разработке и использовании для широкого спектра применений**.**

В настоящее время нет единого покрытия, которое может обеспечить как низкое трение, так и высокую износостойкость в широких диапазонах условий использования, температуры и окружающей среды. Кроме того, твердые смазочные покрытия имеют проблемы с ограниченным сроком службы, со сложностью пополнения, с проблемами окисления и деградации, связанных со старением, с проблемами отвода тепла, поэтому на решение этих проблем направлено всё увеличивающееся число исследований. Всесторонний обзор твердых смазочных материалов и покрытий можно найти в работах [2-4]. В соответствии с рекомендациями [4], в настоящей работе твердые смазочные покрытия разделены на две большие категории: мягкие (твердость <10 ГПа) и твердые (твердость> 10 ГПа) смазки (Таблица 1), там же рассматриваются возможности трибологических твёрдых смазочных покрытий.

Таблица 1. Классификация трибологических покрытий [4]

Твердые покрытия Твердость > 10 ГПа	Мягкие покрытия Твердость <10 ГПа
Нитриды TiN, CrN, ZrN, BN, BaSO4	Мягкие металлы Ag, Pb, Au, In, Sn, Cr, Ni, Cu
Карбиды TiC, WC, CrC	Пластинчатые твердые тела MoS_2, WS_2, графит, H_3BO_3,
Оксиды	Галогениды сульфаты, сера
Al2O3, Cr2O3, TiO2, ZnO, CdO, Cs2O, PbO, Re2O7	CaF_2, BaF_2, PbS, $CaSO_4$, BaSO
Бориды TiB2	Полимеры ПТФЭ, ПЭ, полиимид, полимерный DLC
DLC и Алмаз a-C, ta-C, a-C:H, ta-C:H, CNx a-C: X (: H), (nc-) алмаз, где DLC = алмазоподобный углерод; a = аморфный; ta = тетраэдрический аморфный; X = металл, nc=нанокристаллический; ПТФЭ = политетрафторэтилен; ПЭ = полиэтилен	

Поскольку единой системы классификации методов нанесения покрытий нет, и в литературных обзорах и статьях встречаются различные принципы классификации, наиболее удачной можно считать классификацию, построенную на выделении методов, основанных на фазовом состоянии материала, из которого формируются ТСП: из твёрдого, из газообразного (плазменного) состояния, из растворов и из расплавленного и полу-расплавленного состояния. Поскольку акцент в настоящей работе сделан в основном на применении для получения ТСП плазменных и вакуумно-плазменных методов, используемых как в лабораторных, так и в промышленных масштабах, то методы формирования покрытий из твёрдого состояния не рассматривались.

3. Анализ результатов исследований

Один из методов PVD, а именно, магнетронное осаждение (MSD – magnetron sputtering deposition), был использован с целью изучения поведения при фреттинге покрытий из нитрида титана TiN, легированных свинцом Pb в широком диапазоне условий сухого трения. Покрытия TiN давно и хорошо зарекомендовали себя в качестве высокоизносостойких покрытий, используемых при механической обработке, при защите от износа и коррозии различных элементов узлов трения. В работе показана возможность легирования твердой матрицы TiN мягкой фазой Pb. Проведенные исследования позволили методом реакционного магнетронного распыления постоянного тока из двух раздельных мишеней Ti и Pb получить композиционные покрытия состава TiN-Pb на подложке из титанового сплава. Трибологические исследования таких покрытий в условиях фреттинга при варьировании содержания свинца Pb в матрице из нитрида титана TiN показали, что существует оптимальное значение свинца Pb обеспечивающего минимальный объемный износ покрытия (рис. 1).

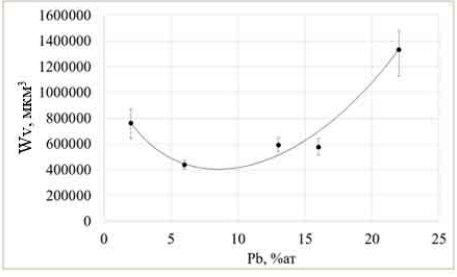


Рис.1. Зависимость объёмного износа W_V-, мкм^3 от % ат содержания Pb в покрытии.

Проводимые измерения тангенциальной силы Q (силы трения) при различных смещениях D позволили с использованием так называемого энергетического подхода не только построить петли фреттинг – изнашивания, но и объединить их в карту фреттинга [5]. Площади, занимаемые петлями, указывает на то, что в процессе фреттинга энергия трения (энергия диссипации, энергия трения) отводится за счет нагрева, изменения структуры материала, химических реакций и поведения третьего тела (продуктов износа). Анализ построенной для покрытия TiN+Pb (16% ат. Pb) полной карты фреттинга позволил определить все режимы фреттинга и подтвердить их исследованием пятен изнашивания на электронном микроскопе на всех режимах взаимодействия тел при фреттинге, от частичного скольжения до режима возвратно-поступательного скольжения.

На установке CVD в вакууме с использованием плазменного сопровождения (PACVD) на образцы из специальной керамики SiAlON (используемой как инструментальный материал и рассматриваемой в качестве кандидатного материала для деталей ГТД) были нанесены наноструктурные ТСП: нанослойные TiN/(Ti,Al)N, нанокомпозитные (Cr,Al,Si)N и (Cr,Al,Si)N/a-C:H:Si с наноалмазным внешним слоем. Испытыния этих покрытий в условиях фреттинг-изнашивания позволили не только выделить покрытие с наилучшей фреттингостойкостью, но и подтвердить, что наличие оптимального содержания кремния Si в покрытии обеспечивает наилучшие триботехнические характеристики, повышенную термостойкость и способность к самозалечиванию дефектов на поверхности образцов. Исследование композитных фреттингостойких ТСП на керамическом материале SiAlON, также с использованием энергетического подхода, позволило определить влияние на фреттинг-изнашивание содержания кремния в покрытии (до 3% мас.), в 2 раза увеличить его фреттингостойкость и получить покрытие с наилучшими трибологическими характеристиками, в 3 раза снизив значение коэффициента трения с 0,12 до 0,04.

Методом микродугового оксидирования (МАО) на поверхности образцов из алюминиевого сплава АМг-6 были сформированы квазикерамические покрытия из Al_2O_3 и испытаны их смазочные способности в условиях фреттинг-изнашивания. Исследования таких керамикоподобных ТСП, полученных на алюминиевом сплаве АМг-6 позволили исключить схватывание в контакте трения, а также уменьшить коэффициент трения в 3,5 раза с 0,25 до 0,07 (рис. 2)

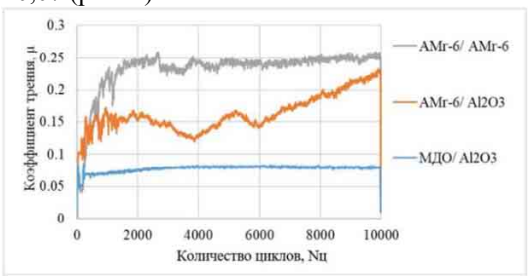


Рис.2. Зависимость коэффициента трения μ от количества циклов Nц

С использованием технологии атмосферного плазменного напыления (APS) было разработано толстое и многослойное покрытие (применительно к замкам вентиляторных лопаток), использующего синергию графита, MoS_2 и коллоидного графита. Предварительно для повышения твердости и жесткости подложки – образца, выполненного из титанового сплава ВТ6, был напылен подслой из терморегулирующего порошка NiAl, который дополнительно повысил адгезию всего покрытия. В результате исследования на фреттинг-изнашивание и сравнительных испытаний трёх многослойных ТСП (рис.3): базового покрытия №1 - NiAl-CuNiIn-Ni[Cg], №2 – с добавлением слоя коллоидного графита NiAl-CuNiIn-Ni[Cg] + коллоидный графит и №3 – с добавлением слоя антифрикционного покрытия на основе дисульфида молибдена и графита с эпоксидным связующим Molycot 106 NiAl-CuNiIn-Ni[Cg] + коллоидный графит + molykote 106 при трёх значениях смещения D_1=0,125 мм, D_2=0.325 мм и D_3=0,625 мм были построены петли фреттинг гистерезиса (рис.4) и получены зависимости между величинами объемного износа Wv, мм^3(рис.5) и суммарными энергиями диссипации Ed, Дж, позволившими рассчитать коэффициенты объёмного износа α= Wv/Ed, мм^3/Дж для всех трёх покрытий. Было установлено, что покрытие NiAl-CuNiIn-Ni[Cg] + коллоидный графит + Molykote 106 обладает наименьшим коэффициентом объемного износа (рис.6).

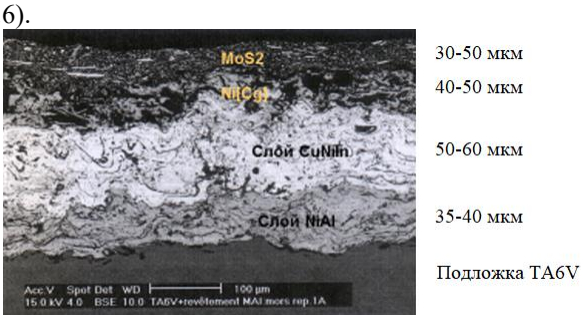


Рис. 3. Покрытие-прототип исходного NiAl-CuNiIn-Ni[Cg] + коллоидный графит + MoS_2

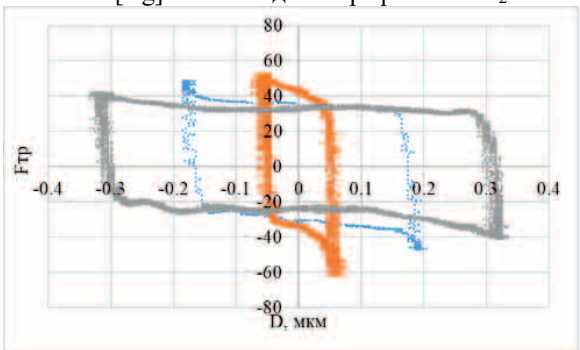


Рис.4. Петли фреттинг-гистерезиса для трёх величин смещения D, мм

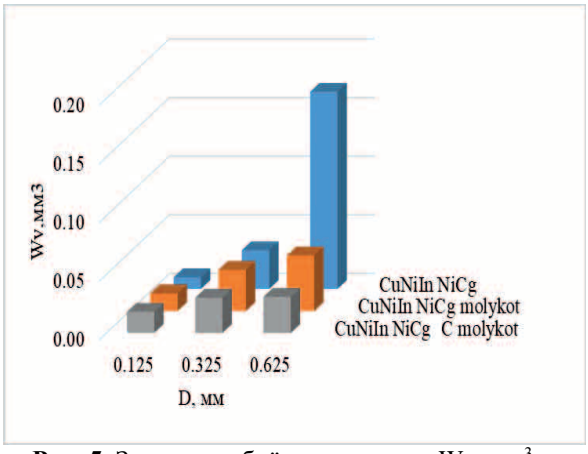


Рис. 5. Значения объёмного износа Wv, мм^3

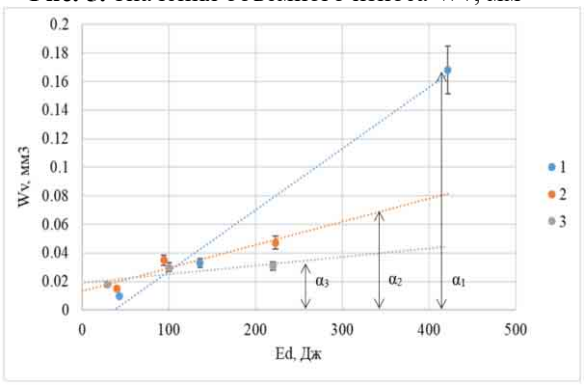


Рис. 6. Коэффициент объемного износа покрытий в зависимости от энергии диссипации.

4. Заключение

Выполненные разработки нашли практическую реализацию и позволили сформулировать рекомендации по применению новых разработанных технических решений, подтвержденных результатами выполненных НИР, патентами и актами об использовании этих решений.

Список использованных источников

[1] Zhou Z. R., Vincent L. Lubrication in fretting—a review //Wear, 1999, V.225. Pp. 962-967

[2] Holmberg K., Matthews A. Coatings tribology: properties, mechanisms, techniques and applications in surface engineering. – Elsevier, 2009.-560p.

[3] Coating technology for vehicle applications. Editors: S. Cha, A. Erdemir, Springer international publishing, 2015. - 240p.

[4] Donnet C., Erdemir A. Solid lubricant coatings: recent developments and future trends //Tribology letters, 2004. – V. 17. – №. 3. Pp. 389-397.

[5] Fouvry S., Kapsa P., Vincent L. Analysis of sliding behaviour for fretting loadings: determination of transition criteria //Wear, 1995. V. 185. №. 1-2. Pp. 35-46.

СИСТЕМЫ ПОЛУЧЕНИЯ ВОДОРОДА ДЛЯ ВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ. ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ

В.Ю. Мелешко[1], Ю.Л. Краснобаев[1,2], А.Ю. Карпин[1]
[1] ВА РВСН имени Петра Великого, Балашиха,
[2] ФГБОУ ВО "МГТУ "СТАНКИН", Москва

Рассмотрена возможность применения водородных топливных элементов в качестве источника горючего для двигательной установки. Показана целесообразность создания систем получения водорода непосредственно на транспорте. Представлены требования к данным системам. Рассмотрены направления получения водорода за счет использования носителя водорода гидрида алюминия с последующим его разложением и при взаимодействии высокодисперсного алюминия с водой. Определены преимущества и недостатки различных направлений получения водорода.

HYDROGEN PRODUCTION SYSTEMS FOR HYDROGEN FUEL CELLS. PROSPECTS AND PROBLEMATIC ISSUES

IV.Yu. Meleshko[1], Yu.L. Krasnobaev[1,2], A.Yu. Karpin[1]
[1] Military academy of the Strategic missile force named by Peter the Great, Balashicha, Russia
[2] Moscow State University of Technology "STANKIN", Moscow, Russia

The possibility of using hydrogen fuel cells as a fuel source for a propulsion system is considered. The expediency of creating hydrogen production systems directly on transport is shown. The requirements for these systems are presented. The directions of hydrogen production through the use of a hydrogen carrier aluminum hydride with its subsequent decomposition and the interaction of highly dispersed aluminum with water are considered. The advantages and disadvantages of various directions of hydrogen production are determined.

В настоящее время в различных областях, в том числе в авиации, находят широкое применение двигательные установки на углеводородном горючем. При этом из-за неполного окисления используемых горючих оказывается негативное воздействие на окружающую среду. Кроме выбросов опасных веществ данные двигатели характеризуются существенным звуковым воздействием (шумом).

Устранить или снизить экологические воздействия на окружающую среду возможно за счет использования гибридных силовых установок, одной из составляющей которых являются водородные топливные элементы (ВТЭ). Постоянное развитие технологии ВТЭ позволяет повысить эффективность их использования и расширить области возможного применения [1-2].

Между тем, для ВТЭ необходим водород, который транспортируется, в основном, в баллонах. Это сопряжено с опасностью воспламенения или взрыва водородо-воздушной смеси, которая может образоваться в результате развития различных нештатных (аварийных) ситуаций.

Использование водорода в баллонах также связано с необходимостью создания развитой заправочной инфраструктуры в стране, а также ее соответствие повышенным требованиям безопасности.

Поэтому целесообразно рассмотрение вопроса получения водорода непосредственно перед его использованием в ВТЭ, а именно на борту транспорта.

При этом имеется возможность минимизировать количество выбросов побочного продукта, образуемого при эксплуатации ВТЭ – нагретой воды. Вода может быть использована при получении водорода, а тепловая энергия для обеспечения температурного режима в системе получения водорода.

Перспективным направлением развития систем получения энергии от водорода является использование носителей водорода с последующим их разложением или получение водорода при различных химических взаимодействиях (при этом целесообразно отдавать предпочтения реакциям с водой).

К системам получения водорода для использования в любых климатических условиях необходимо предъявлять следующие требования:

сочетание энергоемкости и небольших габаритных размеров;

минимизация индукционного периода (от запуска двигателя до начала поступления водорода в ВТЭ, например, времени, необходимого на разрушение оксидной пленки в случае использования реакции металлов с водой);

возможность проведения холодного запуска двигателя (при отрицательных температурах);

химическая стабильность и безопасность перевозимого используемых веществ;

минимизация побочных продуктов реакции с целью получения чистого водорода на выходе;

экономическая доступность.

Исходя из соблюдения указанных выше требований, возможно получение водорода с помощью его носителей, например гидридов металлов. Данные вещества характеризуются высокими значениями массового содержания водорода. В последнее время наблюдается повышенный интерес исследователей к гидриду алюминия, так как он содержит в своем составе достаточное количество водорода и относительно легко разлагается с его выделением [3].

Значимыми свойствами гидрида алюминия являются приемлемые показатели объёмной (148 г/л, что вдвое больше плотности сжиженного водорода) и массовой (10 %) доли содержания водорода.

Между тем, применение гидрида алюминия затруднено по экономическим соображениям. Несмотря на множество исследований в данном направлении и наличие запатентованных изобретений, использование гидрида алюминия в качестве носителя водорода в технике сейчас мало реализуемо из-за отсутствия его массового промышленного производства и, как следствие, высокой стоимости данного продукта.

Как альтернатива использованию носителям водорода возможно получение водорода при взаимодействии высокодисперсного алюминия, в том числе нанопорошка алюминия, с водой. С уменьшением размера частиц порошки металлов приобретают повышенную активность за счет увеличения удельной площади поверхности. Происходит увеличение доли атомов на поверхности частиц по сравнению с их общим числом в отдельной частице [4].

Выбор алюминия основан на том, что это довольно распространенный элемент в природе. Большое количество алюминия содержится в земной коре и его масштабное промышленное производство позволяют предположить, что он может быть успешно интегрирован в энергетическую систему [5]. Подход, основанный на использовании алюминия для получения водорода, позволяющий достичь приемлемых технико-экономических показателей, не уступающих традиционным энергетическим установкам, уже послужил основанием для создания нового термина - алюмоводородная энергетика [6].

Алюминий в высокодисперсном состоянии может быть получен в результате использования множества способов. Например, нанопрошки алюминия (до 100 нм) получаются электровзрывом в промышленном масштабе [7]. Их свойства стабильны, а содержание металла в них не меняется в течение 5 – 6 лет [8]. Повысить содержание активного металла в высокодисперсных частицах алюминия (на 5...10 %) возможно использованием способа электродуговой плазменной переконденсации [9, 10].

Активированный алюминий хорошо взаимодействует с водой с выделением водорода. Однако после получения высокодисперсного алюминия происходит образованием оксидной пленки на поверхности частиц. Оксидная пленка характеризуется пассивирующим действием. Для решения данного проблемного вопроса, усложняющего применение алюминия, необходимо проведение поиска направлений разрушения плотного оксидного слоя на поверхности металла.

Таким образом, создание систем получения водорода непосредственно на транспорте является перспективным направлением развития водородных технологий. Наличие промышленного производства высокодисперсных частиц алюминия, их стабильность и безопасность при длительном хранении, приемлемые рабочие температуры процессов получения водорода при взаимодействии алюминия с водой и хороший выход продукта показывают целесообразность проведения исследований в данной области.

Список использованных источников

[1] Коробейникова К.Р., Мазлумян Г.С. Анализ характеристик водородных топливных элементов с платиновым катализатором и полимерной мембраной // Научные исследования: итоги и перспективы. 2021. Т. 2, № 4. С. 56 – 62.

[2] Наноматериалы для низкотемпературных топливных элементов / А.Б.Ярославцев, Ю.А.Добровольский, Н.С.Шаглаева, Е.В.Герасимова, Е.А.Сангинов // Успехи химии. 2012. Т.81. №3 С. 191 – 220.

[3] Жукова М.М., Козлова О.Н., Перменов Д.Г. Состояние и перспективы развития водородной энергетики. ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики.

[4] Петрунин В.Ф. Тенденции развития научно-технического направления «Ультрадисперсные (нано-) материалы и нанотехнологии». Физико-

химия ультрадисперсных (нано-) систем: Мастер. VI Всерос. (Междунар.) конф. – Томск – М.:МИФИ, 2002.

[5] Шейндлин А.Е., Школьников Е.И., Жук А.З., КлейменовБ.В., Власкин М.С. Особенности энергетического использования алюминия. Известия наук. 2011. № 6.

[6] Шейндлин А.Е., Школьников Е.И., Жук А.З. Концепция алюмоводородной энергетики. Российский химический журнал. 2006. № 6.

[7] Ильин А.П., Коршунов А.В., Перевезенцева Д.О., Толбанова Л.О. Диагностика нанопорошков и наноматериалов: учебное пособие. Томский политехнический университет, 2008.

[8] Ivanov V.G., Safronov M.N., Gavriluk O.V. Macrokinetics of Oxidation of Ultradisperse Aluminum by Water in the Liquid Phase . Combustion, Explosion, and Shock Waves. 1992. V.28 № 6.

[9] Павловец Г.Я., Мелешко В.Ю., Гладышев А.И., Жуков А.О. Высокопроизводительная технология производства ультра дисперсных порошков. Нано- и микросистемная техника. 2019. Т. 21, № . С. 201 – 216.

[10] Мелешко В.Ю., Краелин В.А., Павловец Г.Я., Малашин С.И., Добринский Э.К., Красюков Е.А. Способ получения ультрадисперсного порошка и устройство для его осуществления. Патент РФ №2238174 от 20.10.2004 г.

ФОРМИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА РАЗЛИЧНЫХ ТОПЛИВАХ

И.С. Аверьков, А.М. Стольников, В.В. Разносчиков,
Л.С. Яновский, К.Ю. Арефьев

ФИЦ ПХФ и МХ РАН, Черноголовка

Разработана методология и имитационная математическая модель позволяющая выполнять широкий спектр научно-исследовательских работ по научно-обоснованному формированию технического облика сложной технической системы «ЛА-СУ-Т» и научно-технического сопровождения перспективных разработок.

FORMATION OF THE TECHNICAL APPEARANCE OF THE AIRCRAFT AND A POWER PLANT RUNNING ON VARIOUS FUELS

I.S. Averkov, , A.M. Stolnikov, V.V. Raznoschikov
D L.S. Yanovsky , K.Y. Arefyev

FRC PCP MC RAS, Chernogolovka, Russia

A methodology and an imitation mathematical model have been developed that allows performing a wide range of scientific research work on the scientifically based formation of the technical appearance of the complex technical system "A-PP-F" and scientific and technical support for promising developments..

Формирование облика летательного аппарата и силовой установки на различных топливах выполняется с помощью методологии, которая представляет собой комплекс взаимосвязанных расчетно-экспериментальных модулей **рис. 1**.

Модули методологии предназначены для поисковых исследований по формированию технического облика силовой установки (СУ) в составе летательного аппарата на новых топливах. В том числе и для разработки модельных составов новых топлив.

Рис. 1 — Модули взаимосвязанных расчетно-экспериментальных процедур предназначенных для формирования технического облика системы «Летательный аппарат -Силовая установка – Топливо»

Методология позволяет улучшить качество проектирования изделия, обеспечить выполнение технических и тактико-технических требований, и как следствие сократить количество и повысить результативность проводимых испытаний опытного образца и проработку конструкторской документации изделия.

Отличительной особенностью модуля «Управление» является организация многодисциплинарного оптимизационного исследования в расчетной и экспериментальной постановке.

Предметом исследования модуля «Планер» является объемно-массовая компоновка составных частей летательного аппарата (ЛА), расчет аэродинамических характеристик, теплового состояния, устойчивости, управляемости, и динамики полета. Отличается модуль от аналогичных разработок тем, что особое внимание уделено алгоритмам учета влияния новых топлив на технический облик планера ЛА.

Модуль «Двигатель» предназначен для термогазодинамической и объемно-массовой компоновки комбинированных воздушно-реактивных двигателей различных схем на различных топливах. Отличительной чертой является учет свойств и характеристик новых топлив в газодинамике элементов двигателя.

Модуль «Топливо» предназначен для поиска компонентов из которых состоят топлива, разработки новых составов топлив и определения их свойств и характеристик. В реальности это длительный этап. Разработка любого топлива условно проходит в три этапа. Первый этап характеризуется поиском компонентной базы с помощью базы данных

химических веществ, химическое модифицирование и квантово-химическое проектирование по заданным свойствам. По сути, это создание базы данных для разработки модельных топлив. Этими вопросами занимаются различные организации. Второй этап – это разработка модельного топлива по требованиям, которые формируются при формировании облика ЛА и «завязке» двигателя. Третий этап характеризуется доводкой топлива для получения паспорта или ГОСТа, который в составе разработанной методологии не учитывается. В методологии организуется работа первых двух этапов. Ключевым отличием от ранее существующих подходов по созданию нового топлива, выполняемого специализированными организациями, является то, что требования к топливу формируются в процессе «завязки» СУ и ЛА.

«База данных» – это модуль методологии, предназначенный для сбора, хранения и обработки информации в структурированном виде. Структура базы данных основана на реляционном принципе построения.

Модуль «3D - модель» обеспечивает интеграцию результата текущего исследования со специализированными программами трехмерного твердотельного программирования. Модуль обеспечивает связь выполняемых исследований с внешними технологиями создания изделий.

Модуль «Оптимизатор» организует оптимизационное исследование и распараллеливание вычисления.

Модуль «Эксперимент» организует валидацию математических моделей и организацию экспериментальных исследований. Особенностью является возможность обработки экспериментальных данных (в искусственной нейронной сети) по свойствам новых компонентов и композиций топлив с последующим размещением её в базе данных.

Модуль «Исследование» обеспечивает поиск новых решений по формированию технического облика системы «ЛА-СУ-Т». Отличительной особенностью исследования является тесное сопряжение «самолетных», «двигательных» и «топливных» аспектов проектирования, полуавтоматическое генерирование (формирование) исходной информации по ЛА, СУ и Топливу.

Таким образом, разработанная методология и основанные на ней имитационная математическая модель позволяет выполнять широких спектр научно-исследовательских работ по научно-обоснованному формированию технического облика сложной технической системы «ЛА-СУ-Т» и научно-технического сопровождения перспективных разработок.

Работа частично выполнена в рамках государственных заданий №124013100856-9

ОСОБЕННОСТИ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ЛЕГКОПЛАВКИХ ТВЕРДЫХ ГОРЮЧИХ МАТЕРИАЛОВ В ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОМ ПОТОКЕ ВОЗДУХА

С.А. Рашковский[1], В.А. Усанов[1], Г.В. Гембаржевский[1], С.Е. Якуш[1]
[1] Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, Россия

Представлены экспериментальные данные по воспламенению и горению плоского образца парафина в потоке горячего воздуха в широком диапазоне температуры газа, давления и массового расхода. Установлено, что горение происходит в рециркуляционной зоне за образцом, которая играет роль стабилизатора горения. Измеренная скорость горения образца аппроксимируется билинейной функцией температуры и массового расхода. Разработана модель для расчета процесса воспламенения и горения образца в предположении теплового баланса между тепловым потоком и скоростью плавления. Результаты модели сравниваются с полученными экспериментальными данными.

FEATURES OF IGNITION AND COMBUSTION OF LOW-MELTING SOLID COMBUSTIBLE MATERIALS IN A HIGH-TEMPERATURE AIR FLOW

S.A. Rashkovskiy[1], V.A. Usanov[1], G.V. Gembarzhevskii[1], S.E. Yakush[1]
[1] Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, Russia

The experimental data on ignition and combustion of a flat paraffin sample in a hot air flow in a wide range of gas temperature, pressure, and mass flow are presented. It is established that combustion occurs in the recirculation zone behind the sample, which acts as a flame holder. The measured burning rate of the sample is approximated by a bilinear function of temperature and mass flow. A model is developed for calculating the ignition and combustion process of the sample under the assumption of a thermal balance between the heat flux and the melting rate. The results of the model are compared with the obtained experimental data.

1 Введение

В настоящее время наблюдается повышенный интерес к применению твердых горючих материалов (ТГМ) в качестве топлив в прямоточных установках различного назначения [1-4]. В частности, перспективными представляются легкоплавкие ТГМ, горение которых сопровождается плавлением, образованием и течением слоя расплава по поверхности образца, испарением с поверхности расплава, а также диспергированием слоя расплава с образованием капель [5]. Таким образом, процесс горения легкоплавкого ТГМ является комплексным многофазным явлением с химическими реакциями, а изучение процессов воспламенения и горения таких материалов имеет большое значение, как с фундаментальной, так и практической точки зрения. В данной работе в качестве модельного легкоплавкого ТГМ используется парафин марки П-2. В работе исследовано воспламенение и горение парафина в высокотемпературном потоке воздуха.

2 Эксперименты

Эксперименты проводились на установке, схема которой показана на **рис. 1**. Образец парафина прямоугольной формы со скошенной передней частью помещался в рабочую камеру, снабженную звуковым выходным соплом, в которую подавался нагретый воздух. Температура воздуха на входе в рабочую камеру варьировалась в диапазоне 600–1000 К, расход воздуха – в пределах 0.05–0.22 кг/с, давление в рабочей камере варьировалось в диапазоне 0.4–2.0 МПа.

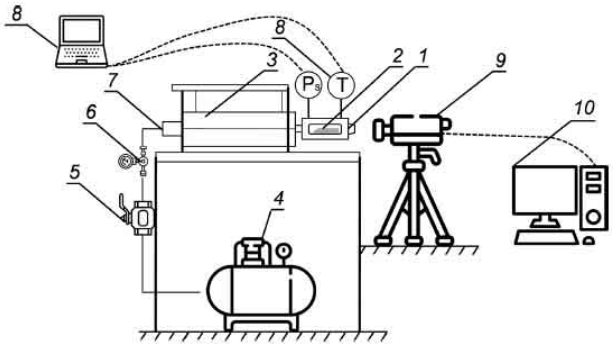


Рис. 1. Схема экспериментальной установки: 1- рабочая камера; 2 - опытный образец; 3 - нагреватель; 4 - ресивер с компрессором; 5 -

регулирующий клапан расхода с мерным соплом; 6 - электромагнитный отсечной клапан; 7 - система подачи воздуха; 8 - измерительная аппаратура; 9 - высокоскоростная видеокамера; 10 – компьютер

Рабочая камера снабжена смотровым окном, через которое проводилась скоростная видеосъемка процесса (**рис. 2**). В экспериментах также измерялась тяга и скорость регрессии образца.

Рис. 2. Кадр стационарной работы установки

Установлено, что самовоспламенение образца происходит только в том случае, если температура воздуха на входе в рабочую камеру T_{in} превышает 770 К, а его расход G_a превышает 0.1 кг/с. По результатам экспериментов построена граница области устойчивого самовоспламенения образца парафина в координатах (G_a, T_{in}), показанная на **рис. 3**.

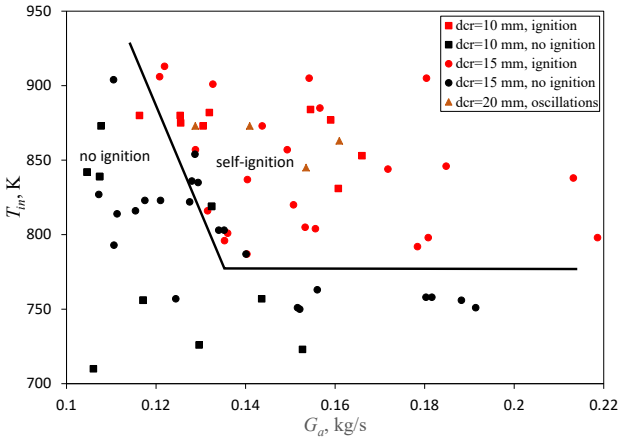


Рис. 3. Граница области устойчивого самовоспламенения образца парафина в координатах (G_a, T_{in}).

Анализ кадров скоростной видеосъемки показал, что горение происходит не над поверхностью образца, а за ним (**рис. 2**): под действием высокотемпературного потока воздуха происходит плавление парафина и образование на поверхности образца тонкого (толщиной 1–3 мм) слоя расплава, который течет вдоль поверхности под действием касательных напряжений со стороны воздушного потока. Большая часть расплава стекает с задней кромки поверхности образца, где и происходит воспламенение и горение парафина в рециркуляционной зоне, при этом уступ за образцом играет роль стабилизатора горения.

В экспериментах определялось время задержки самовоспламенения. Установлено, что наибольшее влияние на время задержки воспламенения оказывает расход воздуха.

Установлена зависимость массовой скорости регрессии образца парафина от G_a и T_{in}.

3 Математическая модель

Разработана модель регрессии образца легкоплавкого ТГМ в высокотемпературном потоке воздуха. В основе модели лежит предположение о том, что определяющую роль в процессе уновса (регрессии) образца легкоплавкого ТГМ в высокотемпературном потоке воздуха играет плавления: считается, что весь расплавившийся слой ТГМ мгновенно уносится потоком воздуха под действием касательных напряжений. Сравнение теоретической скорости регрессии образца парафина с полученными экспериментальными данными приведено на **рис. 4**.

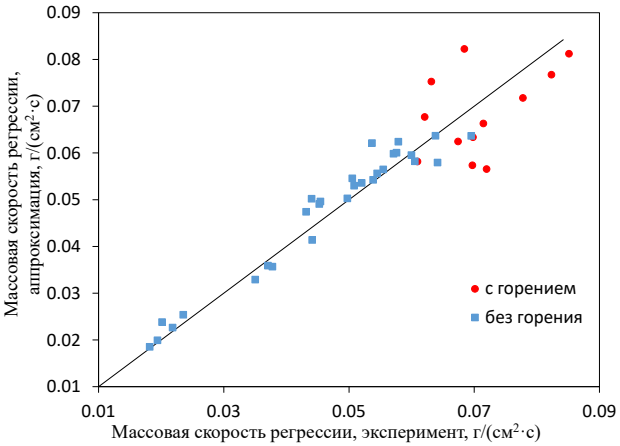


Рис. 4. Сравнение теоретической и экспериментальной скорости регрессии образца парафина

Разработана модель воспламенения парафина в высокотемпературном потоке воздуха, объясняющая пределы самовоспламенения.

4 Заключение

В работе представлены результаты экспериментального исследования многофазных явлений при воздействии горячих газов на легкоплавкие ТГМ. Эксперименты проведены с использованием плоского образца парафина, обдуваемого высокотемпературным потоком воздуха,

при этом были получены режимы как с самовоспламенением материала (при достаточно высокой температуре и расходе газа), так и без него.

Для обработки результатов экспериментов и углубленного понимания основных закономерностей предложены аналитические модели, описывающие скорость регрессии образца в зависимости от температуры и массового потока воздуха, а также для характеристик режимов работы установки при ее пуске и выходе на режим. Кроме того, предложен способ выделения действующей тяги по зарегистрированным в экспериментах временным зависимостям путем устранения осцилляций сигнала, связанных с механическими колебаниями элементов установки.

Для объяснения результатов экспериментов и более глубокого понимания основных закономерностей процесса самовоспламенения и горения легкоплавких ТГМ в высокотемпературном потоке воздуха предложена модель, описывающая воспламенение и горение смеси паров легкоплавкого материала с воздухом.

Проведенные эксперименты выявили ряд особенностей процесса самовоспламенения и горения легкоплавкого ТГМ в высокотемпературном потоке воздуха, которые требуют дальнейшего изучения.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-19-00703, https://rscf.ru/project/24-19-00703/

Список использованных источников

[1] Рашковский С.А., Милёхин Ю.М., Федорычев А.В., Якуш С.Е. Механизм стабилизации горения в канале заряда твердого топлива в прямоточном воздушно-реактивном двигателе // Доклады академии наук. Химия, науки о материалах, 490, № 1, С. 51-56, (2020).

[2] Rashkovskii S.A., Yakush S.E. Numerical simulation of low-melting temperature solid fuel regression in hybrid rocket engines // Acta Astronautica. 2020. V. 176. P. 710-716.

[3] Rashkovskiy S.A., Yakush S.E., Baranov A.A. Combustion stability in a solid-fuel ramjet engine // J. Phys.: Conf. Ser. 2018. Vol. 1009. No. 1. Paper 012032.

[4] Yakush S.E., Rashkovskiy S.A., Bryzgalov A.I. Combustion in a solid fuel scramjet with channel geometry variation due to burnout // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1250. Paper 012042.

[5] Usanov V.A., Gembarzhevskii G.V., Rashkovskiy S.A., Yakush S.E. Melting and regression of paraffin samples in hot air flow //Heat Transfer Research 56(8):27–44 (2025).

МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПРОГНОЗИРУЕМОГО СРОКА ХРАНЕНИЯ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩИХ АГРЕГАТОВ

А.Е. Скрябина, С.Ю. Поляков
ООО «Газпром ВНИИГАЗ», Москва

Способность смазочных масел сохранять свои эксплуатационные свойства в течение длительного промежутка времени является важным свойством. Возможность длительного хранения масел на складах горюче-смазочных материалов, позволяет более гибко выстраивать систему маслоснабжения, обеспечивая неснижаемый запас смазочных масел для бесперебойной работы технологического оборудования ПАО «Газпром».

Гарантийные сроки хранения, указанные в нормативной документации на масла, не отражают реальные сроки хранения. В ООО «Газпром ВНИИГАЗ» разработана методика определения прогнозируемого срока хранения смазочных масел для газоперекачивающих агрегатов, позволяющая в лабораторных условиях без опытного хранения спрогнозировать сроки хранения, наиболее приближенные к действительности.

METHODOLOGICAL APPROACHES TO DETERMINING THE PREDICTED SHELF LIFE OF lUBRICANTS FOR INDUSTRIAL GAS TURBINES

A. Skryabina, S. Polyakov
Limited Liability Company «Scientific-Research Institute of Natural Gases and Gas Technologies — VNIIGAZ» (LLC «VNIIGAZ»),

The ability of lubricants to maintain their performance properties over a long period of time is an important property. The possibility of long-term storage of oils in warehouses makes it possible to build an oil supply system to ensure an irreducible supply of lubricants for the operation of Gazprom's technological equipment.

The warranty periods for the storage of lubricants, which are given in the specifications, do not reflect the actual shelf life. The methodology for determining the predicted shelf life of lubricants for industrial gas turbines, which allows predicting the actual shelf life in laboratory conditions without experimental storage, has been developed at Gazprom VNIIAGZ LL

1 Введение

Одним из важнейших потребительских свойств смазочных масел является их способность сохранять эксплуатационные свойства в процессе хранения.

Сразу после отгрузки с завода-изготовителя в смазочном масле начинаются необратимые процессы, приводящие к его «старению» и ухудшению эксплуатационных свойств.

В общем случае хранение смазочных масел можно рассматривать как процесс длительного воздействия на масла, двух основных факторов: температуры и силы гравитации. Если в качестве объекта исследования ограничится только маслами для газотурбинных двигателей (ГТД), используемых в качестве приводов газоперекачивающих агрегатов (ГПА), то гравитационный фактор можно исключить, поскольку данные масла не содержат загустители, а доля входящих в их состав присадок незначительна. Следовательно, процессы седиментации и нарушения физической стабильности масел будут протекать с незначительными скоростями.

Системные исследования по хранению горюче-смазочных материалов в различных климатических условиях и таре проводились в Министерстве обороны РФ. На основании данных исследований были установлены предельные сроки хранения смазочных масел [1].

Так, срок хранения маловязких дистиллятных масел в неотапливаемых помещениях составляет 10-15 лет (МС-8П, ИПМ-10 и др.); срок хранения

синтетических масел (ВНИИНП-50-1-4ф, ВНИИНП-50-1-4у) составляет порядка 5 лет.

Для турбинных масел установлен срок хранения 5 лет, что говорит о том, что исследования по длительному хранению данных масел не проводились и за основу взяты гарантийные сроки хранения.

В настоящее время более 70% от общего объема потребления смазочных масел для газоперекачивающих агрегатов (ГПА) в ПАО «Газпром» составляет минеральное турбинное масло Тп-22С.

В соответствии с СТО Газпром 2-3.5-454-2010 [2] неснижаемый запас смазочных масел на компрессорной станции должен быть не менее шестимесячного расхода. Средний цикл закупки смазочных масел составляет 2 года, поэтому в ПАО «Газпром» необходимость закладывать смазочные масла на длительное хранение отсутствует.

В соответствии с Положением по хранению смазочных масел ПАО «Газпром» [3] допускается их хранение, как резервуарах, так и в таре. При этом резервуары, могут быть с подогревом, а склады хранения масла в таре - отапливаемыми. С учетом климатических условий и возможности использования отапливаемых складских помещений можно условно принять среднюю температуру хранения смазочных масел для ГПА, равной 20 °С.

Таким образом, актуальной становится задача разработки методики определения прогнозируемого срока хранения смазочных масел для ГПА наиболее приближенного к реальным срокам хранения в условиях повышенных температур с использованием метода ускоренного старения.

2 Основная часть

В качестве прототипа разрабатываемой методики был выбран способ определения срока хранения смазочных масел, сущность которого заключается в определении химической и физической стабильности масел, по результатам которых рассчитывают допустимый срок хранения [4].

В основе данного метода лежит эмпирическое правило Вант-Гоффа, позволяющее в первом приближении оценить влияние температуры на скорость химической реакции в небольшом температурном интервале (обычно от 0 °С до 100 С). Правило Вант-Гоффа заключается в следующем: при изменении температуры на каждые 10 градусов скорость большинства реакций изменяется в 2-4 раза и в математическом выражении имеет вид:

$$K_2 = K_1 * A^{\left(\frac{T_2 - T_1}{10}\right)}, \quad (1)$$

где, $К_1$, $К_2$ - константы скорости химической реакции при температуре $Т_1$ и $Т_2$, соответственно;

А - температурный коэффициент химической реакции.

Данный способ лег в основу квалификационного метода прогнозирования сроков хранения масел для авиационных газотурбинных двигателей [5].

Опыт применения [5] показал ее эффективность в определении срока хранения дистиллятных минеральных и маловязких синтетических масел. Как правило, для этих продуктов срок хранения определялся в основном именно химической стабильностью.

Однако, правило Вант-Гоффа имеет ряд ограничений. В частности, правило применимо только для реакций с энергией активации 60-120 кДж/моль в температурном диапазоне 10 - 400 °С. Кроме того, правилу Вант-Гоффа не подчиняются реакции, в которых принимают участие громоздкие молекулы.

Поскольку смазочные масла для ГПА, не вполне удовлетворяют этому правилу, то более корректным представляется использование температурной зависимости скорости реакции по уравнению Аррениуса.

Соотношение между скоростью реакции и температурой по уравнению Аррениуса выглядит следующим образом:

$$K = A * e^{\left(\frac{-E_a}{RT}\right)} \quad (3.2)$$

где К - константа скорости химической реакции;

А - постоянная, характеризующая каждую конкретную реакцию (константа Аррениуса), $с^{-1}$;

$Е_а$- энергия активации, Дж/моль;

R - универсальная газовая постоянная, равная 8,314 Дж/моль К;

T - температура протекания реакции, К.

В нашем случае, в процессе хранения смазочных масел реакция окисления происходит на границе раздела фаз масло-воздух, при этом скорость самой реакции не зависит от концентрации исходных веществ.

Исходя из теории химической кинетики, данная реакция окисления является реакцией нулевого порядка, при которой скорость реакции (v) равна константе скорости химической реакции (К).

В ООО «Газпром ВНИИГАЗ» разработана методика определения прогнозируемого срока хранения смазочных масел для газоперекачивающих агрегатов, позволяющая в лабораторных условиях без опытного хранения спрогнозировать сроки хранения, наиболее приближенные к действительности.

Сущность метода заключается в проведении ускоренных испытаний смазочных масел на устойчивость к старению при воздействии повышенной температуры, расчете коэффициента, характеризующего зависимость скорости изменения эксплуатационных показателей от температуры хранения и пересчете полученных результатов на заданную температуру хранения. Данная методика основана на температурной зависимости скорости реакции по уравнению Аррениуса.

Выбор критерия оценки эксплуатационных свойств смазочных масел при построении кинетической кривой осуществляется о зависимости от групп смазочных масел по СТО Газпром 2-1.16-777-2014 [6].

Так для смазочных масел I группы (минеральные дистиллятные масла с температурой оценки термоокислительной стабильности 150 ◦С) наиболее информативным показателем, характеризующим эксплуатационные свойства, является фактор нестабильности эксплуатационных свойств Fn [7]. Данный показатель является комплексным и характеризует скорость окисления масла и изменения его физико-химических показателей. При этом, чем меньше значение Fn, тем меньше скорость изменения свойств смазочного масла при его эксплуатации и хранении.

Для смазочных масел II группы (температура оценки термоокислительной стабильности 175 ◦С) и III группы (температура оценки термоокислительной стабильности 200 ◦С) используют значение кислотного числа.

С использованием разработанной методики были проанализированы пробы товарных партий различных марок смазочных масел.

Результаты определения прогнозируемого срока хранения смазочных масел различных марок приведены в таблице.

Таблица – Прогнозируемый срок хранения смазочных масел различных марок

Группа	Марка масел	Прогноз. срок хранения, год	Предельный срок хранения по [3], год
I	ТП-22С марка 1	15,2	5
	ТП-22С-ГП	14,7	5
	ТП-32	более 15	5
	Торнадо GT	18	-
I	Петрим	3,9	-
I	Лукойл МГК-8гп	14,0	-
II	ВНИИНП 50-1-4у	5,2	5
I	ИПМ-10	9,3	10
II	ИПМ-12гп	7,3	-

Как видно из данных, представленных в таблице, прогнозируемые сроки хранения смазочных масел вполне согласуются со сроками, установленными в Инструкции Министерства обороны [3].

3 Заключение

Разработана методика определения прогнозируемого срока хранения смазочных масел для газоперекачивающих агрегатов, позволяющая в лабораторных условиях без длительного опытного хранения спрогнозировать сроки хранения, наиболее приближенные к действительности.

Разработанная методика легла в основу СТО Газпром 2-1.16-1052-2016 «Масла смазочные для газоперекачивающих агрегатов. Методика определения прогнозируемого срока хранения» и широко используется в структурных подразделениях ПАО «Газпром» при проведении квалификационных и периодических испытаний смазочных масел, предназначенных для применения на основном технологическом оборудовании.

Внедрение данного стандарта позволит получить дополнительную информацию о сроке хранения смазочных масел и более гибко выстроить систему маслоснабжения, обеспечивая неснижаемый запас смазочных масел для бесперебойной работы технологического оборудования ПАО «Газпром».

4 Список использованных источников

[1] Инструкция по организации обеспечения качества компонентов жидкого ракетного топлива и горючего в Вооруженных Силах Российской Федерации на мирное и военное время

(утв. Приказом Министра обороны Российской Федерации от 22.08. 2018 г. № 464)

[2] СТО Газпром 2-3.5-454-2010 Документы нормативные для проектирования, строительства и эксплуатации объектов ОАО «Газпром». Правила эксплуатации магистральных газопроводов. М.: Газпром экспо, 2010. – 241 с.

[3] СТО Газпром 2-3.6-162-2007 Документы нормативные для проектирования, строительства и эксплуатации объектов ОАО «Газпром». Положение по хранению смазочных масел на КС газотранспортных обществ ОАО «Газпром». М.: Газпром экспо, 2007. – 20 с.

[4] Патент № 1239592 РФ МКИ3 G 01N 33/30. Способ определения срока хранения смазочного масла / А.И. Ечин, Г.Т. Новосартов, С.Э. Крейн, Т.Б. Кондратьева, О.Ю. Астахова; Заявлено 05.11.1984; Опубл. 23.06.1986

[5] Квалификационный метод прогнозирования сроков хранения масел для авиационных газотурбинных двигателей (Утв. Решением ГМК по испытанию топлив, масел, смазок и специальных жидкостей при Госстандарте (Решение № 23/1-18 от 21.01.87)

[6] СТО Газпром 2-1.16-777-2014 Документы нормативные для проектирования, строительства и эксплуатации объектов ОАО «Газпром». Масло турбинное для теплонапряженных газоперекачивающих агрегатов. Технические требования. М.: Газпром экспо, 2015. – 46 с.

[7] Мухин А.А., Кащицкая В.Ю., Потапова С.А. Лабораторный метод оценки эксплуатационных свойств смазочных масел для газоперекачивающих агрегатов. Химия и технология топлив и масел, 2008, №3, с. 54-58

ОЦЕНКА ДОЛИ ШЛАКОВЫХ ОСТАТКОВ ПРИ ГОРЕНИИ ЭНЕРГОКОНДЕНСИРОВАННОГО МАТЕРИАЛА С ПОМОЩЬЮ ИСКУССТВЕННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

В.В Разносчиков, И.С. Аверьков, А.М. Стольников, Н.Н. Волкова, А.Ф. Жолудев, М.Б. Кислов, Л.С. Яновский
ФИЦ ПХФ и МХ РАН, Черноголовка

В настоящее время отсутствуют какие-либо надежные расчетные методики по оценке уровня шлаковых остатков при горении энергоконденсированых материалов (ЭКМ), в связи с чем эта величина определяется экспериментальным путем. Предложена эмпирическая методика оценки шлакового остатка, основанная на использовании данных об элементном составе и энтальпии образования ЭКМ полученная путем обобщения экспериментальных данных по горению ЭКМ в установке постоянного давления, с помощью искусственной нейронной сети.

ESTIMATES OF THE PROPORTION OF SLAG RESIDUES DURING THE COMBUSTION OF ENERGY-CONDENSED MATERIAL USING AN ARTIFICIAL NEURAL NETWORK

V.V. Raznoschikov [1,2], I.S. Averkov[1,2], A.M. Stolnikov[1,2], N.N. Volkova[2], A.F. Zholudev[2], M.B. Kislov[2], L.S. Yanovsky [1,2]
[1] CIAM, Moscow, Russia
[2] FRC of PCP and MC RAS Russia, Chernogolovka

Currently, there are no precise calculation methods for estimating the level of slag residues during the combustion of energy-condensed materials (ECM), therefore, this value is determined experimentally. An empirical technique for estimating the slag residue is proposed, based on the use of data on the elemental composition and enthalpy of ECM formation obtained by processing experimental data on ECM combustion in a constant-pressure installation using an artificial neural network.

1 Введение

Существующие подходы к моделированию процесса шлакообразования, при горении ЭКМ в инертной атмосфере, как правило, основаны на организации сложных расчетных процедур в многомерной постановке с расчетом двухфазных течений, траекторий частиц, учетом вихревых потоков, зон рециркуляции, теплообмена и использованием "правил захвата". [1] Часто усложнение моделей за счет более детального описания физико-химических процессов не приводит к улучшению согласования расчетов с экспериментальными данными и в то же время требует знание неизвестных эмпирических коэффициентов.

В настоящие время актуальной задачей является разработка инженерных подходов, основанных на учете наиболее существенных факторов без усложнения математической модели процесса, требующей знания многих, часто неизвестных, исходных данных. Упрощенный подход актуален на ранних стадиях разработки ЭКМ, когда еще неизвестны геометрические параметры установок, а сложные многомерные расчеты течения двухфазных потоков нецелесообразны.

2 Экспериментальные исследования

Для моделирования процессов шлакообразования выполнен цикл экспериментальных исследований по горению ЭКМ в установке постоянного давления. Схема установки представлена на **рис 1**.

Установка представляет собой замкнутый объем (3 литра), в котором создается постоянное давление азота. Внутри размещается стаканчик с исследуемым образцом ЭКМ, над которым устанавливается нихромовая нить накаливания для инициирования горения. Перед экспериментом определяют массы исходного образца и стаканчика. После завершения горения взвешивают стаканчик вместе с содержащимися в нем остатками продуктов сгорания. Долю шлака N определяли, как отношение массы твердого остатка в стаканчике к исходной массе заряда.

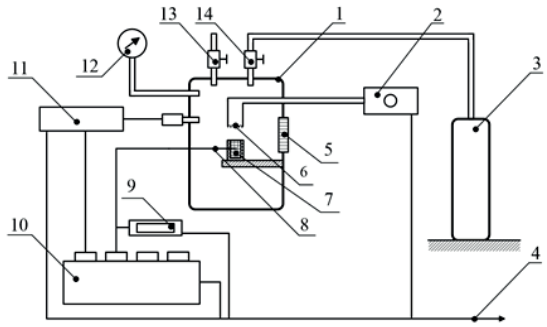


Рис. 1. Схема экспериментальной установки

1 – установка постоянного давления; 2 – трансформатор; 3 – баллон с азотом (100 – 150 атм.); 4 – сеть электропитания; 5 – смотровое окно; 6 – нихромовая нить накаливания; 7- исследуемый образец ТТ; 8 – термопара; 9 – вольтметр; 10 – осциллограф; 11 – индикатор давления; 12 – образцовый монометр; 13 – клапан сброса; 14 – редуктор давления.

В эксперименте рассматривались модельные ЭКМ на основе элементов C, H, N, Cl и O.

На установке (**рис 1**) было проведено свыше 700 экспериментов по определению остатков шлака при горении различных составов ЭКМ.

3 Постановка задачи

Обработать большее количество стохастических неупорядоченных данных можно при помощи искусственной нейронной сети (ИНС).

ИНС представляет собой множество, совместно работающих, простейших процессоров так называемых нейронов. Примером простейшей нейронной сети является многослойный персептрон (**рис 2**).

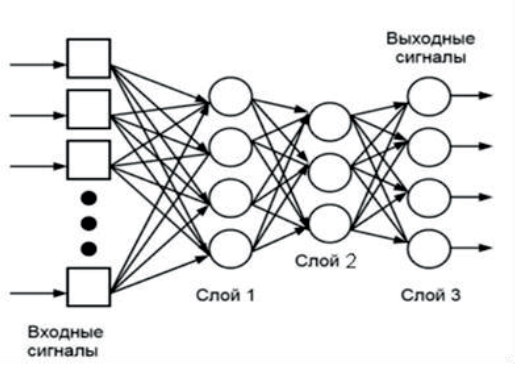


Рис. 2. Персептрон прямого распространения

Нейрон представляет собой функцию аргументом которой является сумма входных сигналов. У каждого входного сигнала есть коэффициент, называемый весом В нейронную сеть, поступает обучающая выборка, представляющая собой множество входов и выходов.

Обучение нейронной сети — это итерационный подбор таких весов, при которых соответствующие значения на входе в нейронную сеть соответствуют значению на выходе

Работа с ИНС делится на три этапа.

Первый этап – настройка ИНС, выбор ее структуры, количество слоев и нейронов в каждом слое. Кроме того, необходимо настроить, то есть выбрать: входные/выходные нормализаторы, функцию активации нейрона, коэффициенты функции активации, норму обучения, точность обучения, начальные веса (инициализация).

Второй этап – обучение.

Третий этап – расчет на обученной искусственной нейронной сети, то есть, подача на вход в ИНС необходимых значений.

4. Моделирование шлакового остатка с помощью ИНС

Настройка и обучение ИНС выполнены в программном комплексе «ОБЛИК» [2], разработанный авторами. В данном комплексе реализованы все необходимые алгоритмы для формирования структуры ИНС, импорта обучающей выборки и процесса обучения с возможностью распараллеливания вычислений на многоядерных компьютерах.

Исходными данными для обучения ИНС на входе являются данные об элементном составе (*C, H, N, Cl O.*) и энтальция образования ЭКМ, на выходе массовая доля шлакового остатка из эксперимента.

На экспериментальных данных обучена искусственная нейронная сеть, состоящая из 5 скрытых слоев по 20 нейронов в каждом слое (**рис 3**). Коэффициент детерминации R^2=0.87

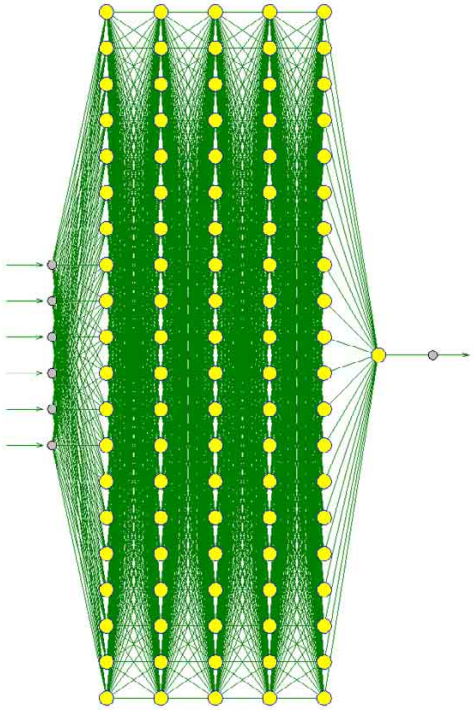


Рис. 3. Структура искусственной нейронной сети

Валидация ИНС выполнена с использованием экспериментальных данных, случайным образом исключенных из обучающей выборки (**табл 1**).

Табл. 1 Сравнение расчета и эксперимента

№	Шлаковый остаток, % (эксперимент)	Шлаковый остаток,, % (расчет)	Абс. погрешность
1	8,1	8,9	-0.8
2	17,4	16,5	0.9
3	4	6,4	-2,4
4	17,9	15,5	2,4
5	5,1	8,0	-2,9
6	15	12,0	3,0
7	9,5	12,5	-3,0
8	3,8	7,1	-3,3
…	…	…	…
35	100	99,7	0.3

Работа частично выполнена в рамках государственного задания №124013100856-9

Заключение

Выполнен цикл экспериментальных исследований по оценке влияния состава ЭКМ и давления на образование шлаковых остатков в процессе горения ЭКМ.

Разработан программный модуль для формирования структуры искусственной нейронной сети и ее обучения с использованием обучающей выборки.

На базе искусственной нейронной сети сформирована математическая модель для расчетной оценки доли шлаковых остатков при горении ЭКМ, основываясь на знании только элементного состава ЭКМ и его энтальпии образования. Погрешность предсказания не превышает 5 %..

Список использованных источников

[1] Бабук В.А., Васильев В.А. Моделирование эволюции конденсированных продуктов сгорания в камере ракетного двигателя // Внутрикамерные процессы, горение и газовая динамика дисперс. систем. Сб. матер.

[2] Аверьков И.С., Стольников А.М., Суриков Е.В., Разносчиков В.В., Яновский Л.С. Имитационное моделирование летательных аппаратов с комбинированными воздушно-реактивными двигателями на твердых и жидких топливах. «ОБЛИК». Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022618987 от 26 мая 2022г.

РАЗВИТИЕ ЭНЕРГОТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПОДХОДОВ ОБРАЩЕНИЯ С ОТХОДАМИ АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

Г.А. Тарасов, Л.С. Яновский, А.Ю. Зайченко, Е.В. Полианчик

ФИЦ ПХФ и МХ РАН, Черноголовка

Выполнен анализ отходов, образующихся в авиационной отрасли. Анализ показал, что некоторые из них, входящие в группы офисных отходов, одноразовой тары, использованных нефтепродуктов и т.д возможно использовать для производства собственной тепловой энергии. Предложена технология газификации и проведен ее термодинамический анализ.

DEVELOPMENT OF ENERGY-TECHNOLOGICAL APPROACHES TO WASTE MANAGEMENT IN THE AVIATION INDUSTRY

G.A. Tarasov, L.S. Yanovsky, A.Yu. Zaychenko, E.V. Polianchik

FRC of PCP and MC RAS Russia, Chernogolovka

The analysis of waste generated in the aviation industry has been performed. The analysis showed that some of them, which are included in the groups of office waste, disposable containers, used petroleum products, etc., can be used to produce their own thermal energy. A gasification technology is proposed and its thermodynamic analysis is carried out.

1 Введение

Большая часть отходов авиастроительной отрасли не перерабатывается полностью непосредственно на самих предприятиях. Они, при надобности, обезвреживаются, собираются и отправляются через подрядные организации на дальнейшую переработку в специализированные учреждения. Большой плотность (основными отходами являются продукты металлообработки и шлам гальванических ванн), а также заинтересованность самих перерабатывающих предприятий позволяют проводить этот процесс эффективно.

Исключением из этого являются твердые бытовые отходы, образующиеся при деятельности человека и других операциях на производстве и объектах эксплуатации (аэродромах). Их объем ввиду маленькой плотности велик, и организация их вывоза с крупного предприятия является серьезной логистической задачей. Кроме того, попадая на свалку, они загрязняют атмосферу и почву.

Решением этой проблемы может являться их организованная термическая утилизация на территории предприятия с получением энергии.

2 Анализ состава отходов

Во время жизнедеятельности человека, будь то производство товаров и услуг или бытовая работа, образуются различные виды отходов. Их принято классифицировать по нескольким признакам:

По источнику образования.

В зависимости от природы образования отходов их делят на две группы: отходы производства (представляют собой остатки материалов и сырья, полуфабрикатов, сформировавшихся во время изготовления новых продуктов) и отходы потребления (согласно классификации, представляют собой остаточное сырье, полученное при износе или употреблении изначального продукта).

По степени опасности.

I класс - чрезвычайно опасные отходы;

II класс - высокоопасные отходы;

III класс - умеренно опасные отходы;

IV класс - малоопасные отходы;

V класс - практически неопасные отходы.

Самые опасные отходы классифицируют как 1–2 класс (конденсаторы, трансформаторы, тяжелые металлы, покрышки и т.д.). К малоопасным относится строительный мусор и некоторые продукты переработки материалов (растворители, медь, моторные масла, мебель и т.д.), они могут быть отнесены к 3–4 классу. К 5 классу отходов относятся неопасные отходы потребления, коммунально – бытового хозяйства и офисов.

По агрегатному состоянию.

Твердые - шлак, окалина, зола, горелая формовочная смесь, шламы, флюсы, древесина (опилки, обрезки, стружка), пластмассы.

Жидкие – отработанные нефтепродукты, загрязненные сточные воды

Газообразные отходы - выбросы электродуговых печей составляют Fe_2O_3, Mn_2O_5, Al_2O_3, SiO_2, CaO, MgO и хлориды, оксиды Cr и P.

По происхождению.

Отходы производства

Отходы эксплуатации и потребления, образующиеся при использовании продуктов авиастроительной отрасли

Твердые бытовые и офисные отходы

На каждого работника и пассажира аэропорта может приходиться до 0,5 кг таких отходов в день.

Морфологический состав этих отходов выглядит примерно следующим образом:

-Бумажные, картонные отходы – от 40 до 50%.

-Пластики, пластмассы, полимеры иного типа – около 30%.

-Металлические, текстильные, стеклянные, резиновые, деревянные отходы, вода, песок и т.д. – не более 15-20%.

-Также в разных долях присутствуют пищевые отходы.

Предприятия сами должны организовывать сбор и вывоз отходов через подрядчиков. По большей части рассматриваемый тип отходов не несет напрямую вред окружающей среде. Но ввиду существенных объемов хранения и вывоза твердых бытовых отходов, обращение с ними является серьезной логистической задачей.

2 Газификация

Предлагается использовать газификацию для утилизации нетоксичной части отходов (отходы офисных зданий производств, аэропортов, ветоши, нефтепродуктов и т.д.) на месте для получения собственной тепловой энергии.

Газификация - это процесс, который превращает углеродистые материалы на основе биомассы или ископаемого топлива в газы, включая в качестве наиболее крупных фракций: азот (N_2), монооксид углерода (CO), водород (H_2) и диоксид углерода (CO_2). Это достигается путем взаимодействия исходного материала при высоких температурах (обычно > 700°C) без сжигания, путем регулирования количества кислорода и / или водяного пара, присутствующих в реакции. Полученная газовая смесь называется синтез-газом или производственным газом, и сама по себе является топливом из-за воспламеняемости H_2 и CO, из которых в основном состоит газ. Энергия может быть получена в результате последующего сжигания полученного газа.

Проведенные расчета показали, что такой подход энергетически эффективен. В работе получены зависимости состава синтез газа от соотношения целлюлозосодержащих пластиковых отходов на состав синтез-газа. Даны рекомендации по эксплуатации и проектированию таких установок.

Работа частично выполнена в рамках государственного задания №124013100856-9

МЕТОДОЛОГИЯ ТЕСТИРОВАНИЯ СИНТЕТИЧЕСКИХ АВИАЦИОННЫХ ТОПЛИВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Антонов Д.В., Микулич М.Е., Черкасов Р.Е., Стрижак П.А.
НИ ТПУ, Томск

В данной работе определены характеристики термической конверсии синтетических авиационных топлив нового поколения. Проведен входной контроль состава и базовых свойств тестируемых образцов, проведены предварительные эксперименты на установках с целью допуска полученных образцов к основным испытательным стендам с газотурбинными двигателями. Подготовлен стенд с двигателями к испытаниям в комплексе наладочных работ с полученными образцами новых топлив. Проведен цикл испытаний с образцами новых топлив для получения результатов по нагарообразовании и компонентному составу дымовых газов при горении синтетических авиационных топлив нового поколения. Проведен сравнительный мультикритериальный анализ результатов испытаний с полученными образцами новых топлив.

METHODOLOGY FOR TESTING NEW GENERATION SYNTHETIC AVIATION FUELS

Antonov D.V., Mikulich M.E., Cherkasov R.E., Strizhak P.A.
NI TPU, Tomsk

In this work, the characteristics of thermal conversion of new-generation synthetic aviation fuels are determined. Incoming control of the composition and basic properties of the tested samples was carried out, preliminary experiments were conducted on the units in order to admit the obtained samples to the main test benches with gas turbine engines. The bench with engines was prepared for testing in a complex of adjustment works with the obtained samples of new fuels. A cycle of tests with samples of new fuels was carried out to obtain results on carbon formation and component composition of flue gases during combustion of new-generation synthetic aviation fuels. A comparative multicriterial analysis of the test results with the obtained samples of new fuels was carried out.

1 Введение

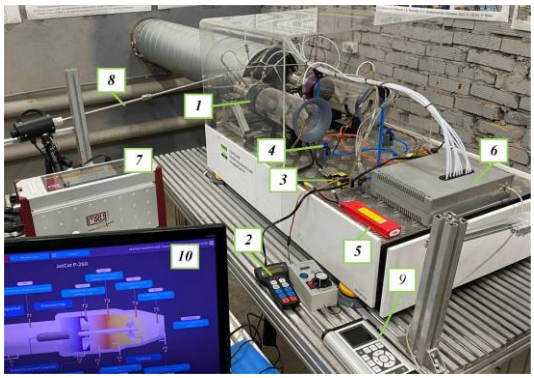
Традиционные и альтернативные жидкие топлива включают несколько десятков компонентов, среди которых основными являются [1–3]: н-декан, н-ундекан, циклоундекан, изооктан, изоцетан. Структурно-групповой состав и физико-химические свойства жидких топлив оказывают существенное влияние на технические и эксплуатационные характеристики работы двигателей и энергоустановок, среди которых основными считаются тягово-экономические [2], шумовые и вибрационные [4,5], экологические [6,7]. С учетом малых объемов (как правило, несколько литров) синтезируемых альтернативных видов топлив целесообразным является их исследование на малоразмерных газотурбинных двигателях (МГТД). Основными преимуществами таких двигателей (они выполняются в основном с одноступенчатым радиальным компрессором и осевой турбиной, установленными на одном валу) являются высокая плотность энергии при сжигании топлива в камере сгорания [8,9], а также стабильная работа на разных видах топлива, включая керосин, бензин, дизельное топливо, газовые смесевые топлива. Эти преимущества делают данные двигатели более привлекательными при сравнении с крупногабаритными ГТД [10]. МГТД с тягой до 1 кН выпускаются в различном исполнении: турбореактивные [11], турбовинтовые [12] и турбовентиляторные [13]. Эффективность использования таких малоразмерных ГТД при выполнении перелетов (аэросъемка [14], исследования дикой природы [15], почта [16], доставка грузов [16], мониторинг и безопасность [16], археологические исследования [17], пожаротушение [18], сельскохозяйственная съемка [19], картографирование [20]) зависит от решения спектра задач: увеличение продолжительности работы двигателей, снижение уровня шума, вибраций и антропогенных выбросов, повышение энергоэффективности, обеспечение надежности и безопасности [21,22]. Их эффективный КПД невысок (не превышает 25%). Это связано с повышенными расходами жидких и газовых топлив при подготовке топливовоздушной смеси к сжиганию и последующей

организацией процесса горения [8]. При эксплуатации МГТД имеются ограничения по объему топливного бака, это влияет на продолжительность работы [23].

Важным источником антропогенного воздействия на окружающую среду при сжигании жидких топлив являются газовые выбросы, а именно CO, CO_2, NO, NO_2, N_2O, SO_2, CH_4, C_3H_8. Эти выбросы от авиационных двигателей составляют несколько процентов (~5%) в общей статистике. В [24] проанализированы газовые выбросы CO, CO_2, NO_x при сжигании смесей топлива Jet A-1, биодизеля и диметилового эфира на модели газотурбинного двигателя при частотах вращения в диапазоне 44000–68000 об/мин. Исследуемые виды топлив имели сопоставимые температуры выхлопных газов. Концентрации CO, CO_2, NO_x были существенно ниже при сжигании смесей топлива Jet A-1, биодизеля и диметилового эфира по сравнению с аналогичными характеристиками при сжигании Jet A-1. С ростом частоты вращения лопаток турбины в диапазоне от 44000 до 68000 об/мин концентрации оксидов азота возрастали до 8 раз, концентрации монооксида углерода снижались до 2,5 раз и незначительно изменялись концентрации углекислого газа (в пределах 20%).

2 Огневой стенд

Установка для проведения комплексных огневых стендовых испытаний (ОСИ) при сжигании жидких топлив в малоразмерных газотурбинных двигателях по эмиссионным характеристикам представлена на рис. 1. С использованием газоанализатора измерялись концентрации компонентов дымовых газов по сенсорам O_2, CO, CO_2, NO, NO_2, N_2O, SO_2, CH_4, C_xH_y (как C_3H_8).

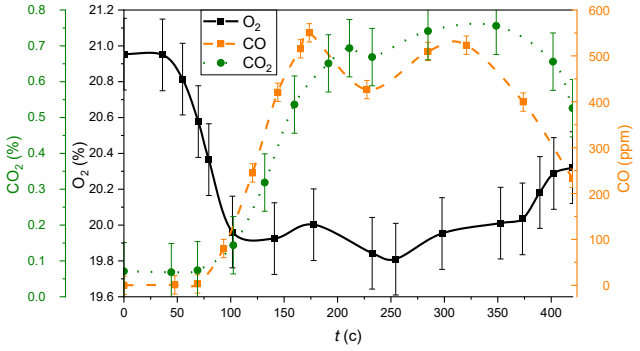


1 – МГТД; *2* – пульт управления МГТД; *3* – блок управления МГТД; *4* – клапан подачи топлива МГТД; *5* – аккумуляторная батарея; *6* – блок измерений; *7* – газоанализатор; *8* – щуп газоанализатора; *9* – анализатор шума и вибрации; *10* – мнемосхема стенда

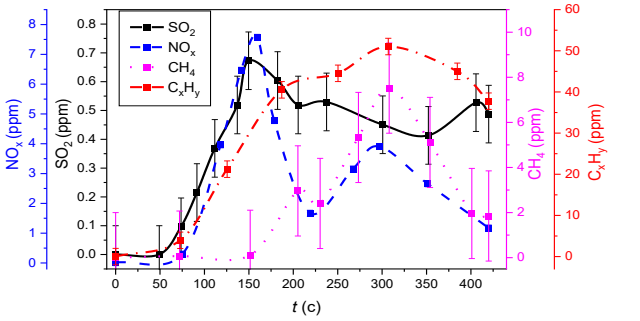
Рис. 1. Экспериментальный стенд с реактивными двигателями.

3 Результаты сжигания топлив

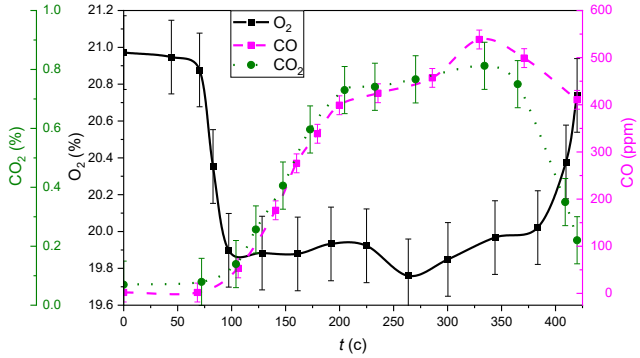
На рис. 2 представлены результаты сравнительного анализа отклонений полученных эмиссионных характеристик при сжигании биокеросина по сравнению с керосином. Показано, что в составе дымовых газов, образующихся при сжигании смесевого топлива, содержится на 45-58% меньше оксидов азота и на 50-133% меньше оксидов серы. Также, при сжигании смесевого топлива образуется на 26% меньше твердых частиц. Концентрации углекислого газа при сжигании керосина и биокеросина оказались сопоставимыми. Концентрации угарного газа, в свою очередь, относительно всего цикла испытаний снизились на 16% при сжигании смесевого топлива. Уменьшение количества метана в составе дымовых газов возможно реализовать за счет оптимизации режима работы двигателя под использование биокеросина, тем самым дополнительно увеличив эффективность сжигания.



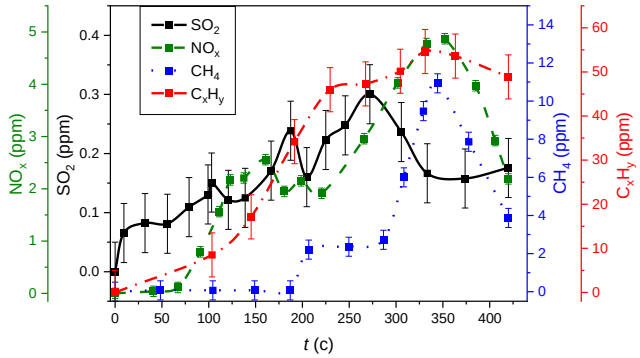
а



б



в



г

Рис. 2. Значения по концентрациям компонентов дымового газа при сжигании керосина (*а,б*) и смесевого топлива (*в,г*) от времени.

4 Мультикритериальный анализ

По результатам экспериментальных исследований определены интегральные показатели эффективности работы МГТД. Для многофакторной оценки эффективности топливных композиций применен метод взвешенных сумм [25]. Расчет итогового показателя эффективности малогабаритных газотурбинных двигателей на жидких топливах включал следующие показатели: 1) определение критериев оценки; 2) нормирование значений выбранных критериев; 3) присвоение весовых коэффициентов каждому нормированному критерию; 4) расчет итогового показателя эффективности по формуле:

$$A_{\text{n}} = \sum_{i=1}^{n} w_{\text{i}} \bar{x}_{\text{i}} \qquad (1)$$

где w_i – весовой коэффициент; $\bar{x}_i$– нормированное значение критерия оценки; n – количество критериев оценки; A_{n} – итоговый интегральный показатель эффективности.

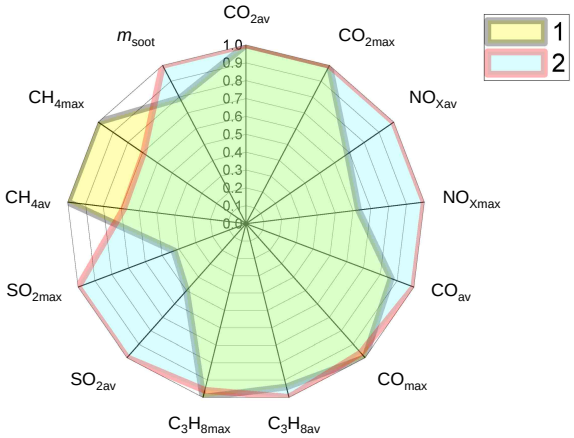


Рис. 3. Интегральные показатели эффективности двух установок: 1 – керосин, 2 – биокеросин.

5 Заключение

По результатам сравнительного мультикритериального анализа результатов испытаний с полученными образцами новых топлив установлено, что значения эмиссионных характеристик при сжигании образцов керосина и биокеросина по CO_2, CO, C_xH_y сопоставимы. Максимальный эффект при сжигании смесевого топлива по сравнению с керосином проявляется по снижению эмиссии оксидов азота (NO_x) и оксидов серы (SO_2), а также нагара. Наибольший интегральный показатель эффективности соответствует биокеросину при равных весовых коэффициентах составил 0,92. Для керосина данный показатель достигал значения 0,83.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РНФ (грант №23-69-10006).

Список использованных источников

[1] Giusti A., Sidey J. A. M., Borghesi G., Mastorakos E. Simulations of droplet combustion under gas turbine conditions // Combustion and Flame – 2017. – Vol. 184. – P. 101–116.

[2] Dagaut P., Cathonnet M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling // Progress in Energy and Combustion Science. – 2006. – Vol. 32, No. 1. P. 48–92.

[3] Pinheiro A. P., Rybdylova O., Zubrilin I. A., Sazhin S. S., Filho F. L. S., Vedovotto J. M. Modelling of aviation kerosene droplet heating and evaporation using complete fuel composition and surrogates // Fuel. – 2021. – Vol. 305, No. 121564.

[4] Lee H. M., Garg S., Lim K. M., Lee H. P. Comparison of cabin noise of turboprop and turbofan aircrafts // Applied Acoustics. – 2023. – Vol. 214, No. 109651.

[5] Вибрация и прочность авиационных двигателей и энергетических установок / А.М. Уланов. – Самара, 2011. – 51 с.

[6] Manigandan S., Atabani A. E., Ponnusamy V. K., Gunasekar P. Impact of additives in Jet-A fuel blendson combustion, emission and exergetic analysis usinga micro-gas turbine engine // Fuel. – 2020. – Vol. 276,No. 118104.

[7] Rodionova M. V., Poudyal R. S., Tiwari I., Voloshin R. A., Zharmukhamedov S. K., Nam H. G., Zayadan B. K., Bruce B. D., Hou H. J. M., Allakhverdiev S. I. Biofuel production: Challenges and opportunities // International Journal of Hydrogen Energy. – 2017. – Vol. 42, No. 12. – P. 8450–8461.

[8] Capata R., Saracchini M. Experimental campaign tests on ultra-micro gas turbines, fuel supply comparison and optimization // Energies. – 2018. – Vol. 11, No. 799.

[9] Wessley G. J. J., Chauhan S. Investigation on scaling of gas turbine engines for drone propulsion // International Journal of Engineering & Technology. – 2017. – Vol. 5, No. 6. – P. 48–53.

[10] Cican G., Toma A., Puşcaşu C., Catana R. Jet CAT P80 thermal analyses and performance assessment using different fuels types // Journal of Thermal Science. – 2018. – Vol. 27, No. 4. – P. 389–393.

[11] Li H., Zou Z., Chen Y., Du P., Fu C., Wang Y. Experimental insights into thermal performance of a microtube precooler with drastic coolant properties variation and precooling impacts on turbojet engine operation // Energy. – 2023. – Vol. 278, No. 127916.

[12] Zheng G., Tan H., Wu Z., Zhang F., Zhang Y. Aerodynamics and bird ingestion characteristics of a bulge-adjustable turboprop engine inlet // Aerospace Science and Technology. – 2024. – Vol. 144, No. 108777.

[13] Chen Y.Z., Feng G.L., Xiang H.C. Tsoutsanis E. Techno-economic, environmental risk, and gas path analysis of intercooled recuperated turbofan engine // Applied Thermal Engineering. – 2024. – Vol. 243, No. 122557.

[14] Биненко В.И., Иванов Р.В., Родионов В.З. Мониторинг рек, озер, суши на основе использования беспилотных летательных аппаратов // Ученые записки Российского государственного гидрометеорологического университета. – 2014. – No. 34. – С. 106–114.

[15] Лебедева А.Н., Лаврик О.Л. Защита окружающей среды от загрязнения: методы контроля и регулирования // Экология. Серия аналитических обзоров мировой литературы. – 1993. – No. 27. – С. 6–350.

[16] Zhang T., Zhang Z., Zhu X., Chen B., Li J. Aircraft engine danger areas incursion detection using keypoint detection and IoT // Alexandria Engineering Journal. – 2024. – No. 93. – P. 7–21.

[17] Лялькина Г.Б. Из ранней истории безопасности горнодобычи и металлургии // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. – 2015. – No. 3. – С. 209–217.

[18] Захаров Д.П. Применение азота для пожаротушения отсека двигателя ГПА-16 на компрессорных станциях // World of science: сборник статей VI Международной научно-практической конференции. – 2023. – P. 72–76.

[19] Silveira da F., Ruppenthal J.E., Lermen F.H. Technologies used in agricultural machinery engines that contribute to the reduction of atmospheric emissions: A patent analysis in Brazil // World Patent Information. – 2021. – Vol. 64, No. 102023.

[20] Смирнов А.В. Выбор технических характеристик беспилотных летательных систем для решения задач картографирования // Геопрофи научно-технический журнал по геодезии, картографии и навигации. – 2014. – No. 1. – P. 49–57.

[21] Turan O. Energy and entropy analyses of an experimental turbojet engine for target drone application // Anadolu University Journal of Science and Technology A-Applied Sciences and Engineering. – 2016. –Vol. 17, No. 5. – P. 936–952.

[22] Koruyucu E., Ekici S., Karakoc T.H. Performing thermodynamic analysis by simulating the general characteristics of the two-spool turbojet engine suitable for drone and UAV propulsion // Journal of Thermal Analysis and Calorimetry. – 2021. – Vol. 145, No. 3. – P. 1303–1315.

[23] Large J., Pesyridis A. Investigation of micro gas turbine systems for high speed long loiter tactical unmanned air systems // Aerospace. – 2019. – Vol. 6, No. 55. – P. 1–34.

[24] Ogunkoya D., Li S., Rojas O.J., Fang T. Performance, combustion, and emissions in a diesel engine operated with fuel-in-water emulsions based on lignin // Applied energy. – 2015. – No. 154. – С. 851–861.

[25] Romanov D.S., Dorokhov V.V., Vershinina K.Y. Stabilized fuel slurries based on fine coal slime: Rheology, combustion and feasibility study // Fuel. – 2024. – Vol. 356, No. 129560.

ФОРМИРОВАНИЕ МОДЕЛИ ТОПЛИВА С БИОКОМПОНЕНТАМИ В СОСТАВЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД

К.Д. Цапенков[1], Ю.Г. Кураева[1], Е.И. Сидорова[1], А.Е. Штырлов[1], И.А. Зубрилин[1]
[1] Самарский университет, Самара,

Реальные топлива, включая авиационный керосин и его смеси с биокомпонентами, представляют собой сложные многокомпонентные смеси, что затрудняет их непосредственное использование в численном моделировании процессов горения. Для решения этой проблемы применяются суррогатные топлива — упрощенные смеси, воспроизводящие ключевые свойства референтных топлив. В ходе была разработана и валидирована методика, позволяющая подбирать состав суррогата с заданным числом компонентов, соответствующий референтному топливу по всем ключевым параметрам. Кроме того, разработана и валидирована методика расчета кривой дистилляции и состава фракций топлив с биокомпонентами, что позволяет прогнозировать состав топливовоздушной смеси в камере сгорания и оценивать риск срыва пламени.

FORMATION OF A FUEL MODEL WITH THE ADDITION OF BIOCOMPONENTS FOR MODELING COMBUSTION CHAMBERS OF AVIATION GAS TURBINE ENGINES

K.D. Tsapenkov[1], Yu.G. Kuraeva[1], E.I. Sidorova[1], A.E. Shtyrlov[1], I.A. Zubrilin[1]
[1] Samara University, Samara, Russia

Real fuels, including aviation kerosene and its mixtures with biocomponents, are complex multicomponent mixtures, which complicates their direct use in numerical modeling of combustion processes. To solve this problem, surrogate fuels are used - simplified mixtures that reproduce the key properties of reference fuels. In the course of the work, a technique was developed and validated that allows selecting the composition of a surrogate with a given number of components that corresponds to the reference fuel in all key parameters. In addition, a technique was developed and validated for calculating the distillation curve and the composition of fractions of fuels with biocomponents, which allows predicting the composition of the air-fuel mixture in the combustion chamber and assessing the risk of flame failure.

1 Введение

В настоящее время биотопливо становится более востребованным, из-за стремления сократить выбросы CO2 и перейти на возобновляемую энергетику. Авиационные топлива, полученные из биосырья, имеют хорошие перспективы для достижения целей по сокращению выбросов в авиационной промышленности. Международная организация гражданской авиации (ICAO) запустила инициативу CORSIA (Схема компенсации и сокращения выбросов углекислого газа для международной авиации) с целью снижения выбросов CO2 [1]. Международная ассоциация воздушного транспорта (IATA) и Группа действий по воздушному транспорту (ATAG) установили целевые показатели по сокращению выбросов CO2 на 50 % к 2050 г. (относительно уровня 2005 г.) [2, 3].

Реальные топлива (такие как авиационный керосин) представляют собой сложные смеси различных химических компонентов, которые непригодны в чистом виде для численного моделирования процессов в камере сгорания ГТД. Для решения этой проблемы необходимы модельные смеси (суррогаты), состоящие из небольшого числа компонентов, но соответствующие свойствам референтного топлива.

Ископаемые углеводороды и биокомпоненты представляют разные группы веществ, из-за чего классические методы определения свойств не применимы. Для формирования суррогатов топлив, представляющих из себя биокомпоненты и их смеси с ископаемыми топливами необходимы новые расчетные методики, позволяющие определять физико-химические свойства смесей ископаемых топлив с биокомпонентами.

Целью данной работы является разработка методики формирования суррогатов смесевых топлив с биокомпонентами в составе, учитывающих свойства распыла, нагрева, испарения и горения, в том числе

свойства отдельных фракций, образующихся при испарении. Были рассмотрены методики расчетов физико-химических свойств (плотности, вязкости, коэффициента поверхностного натяжения, теплоемкости, теплопроводности, давления насыщенных паров, скрытой теплоты парообразования, молярного веса, теплоты сгорания, молярного отношения H/C, и индекса сажеобразования) как отдельных компонентов, так и их смесей.

2 Математическая модель

В ходе работы была разработана методика (рисунок 1), которая позволяет определить состав суррогата с заданным числом компонентов, который соответствует референтному топливу по всем приведенным ранее свойствам. Разработанная методика была валидирована на различных суррогатах авиационного керосина, дизельного топлива, а также смесей с биокомпонентами. Экспериментальные исследования показали, что расхождение с расчетными данными не превышает 4%.

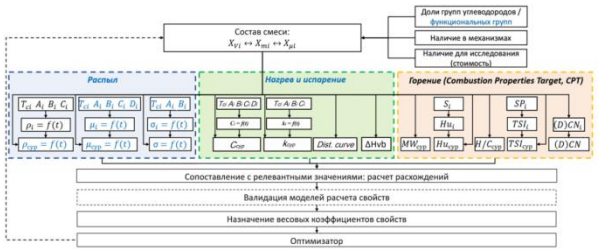


Рис. 1. Алгоритм формирования суррогата топлива

Также была разработана и валидирована расчетная методика определения кривой дистилляции топлив с биокомпонентами в составе. Разработанная методика позволяет не только получить график кривой дистилляции, но и определить состав фракций топлива (рисунок 2), что помогает определять состав топливовоздушной смеси в различных частях камеры сгорания, который влияет на срыв пламени [4]. Для валидации расчетной методики определения состава фракций результаты расчета были сопоставлены с данными хроматографического анализа. Среднее расхождение расчетного и экспериментального составов не превысило 6%.

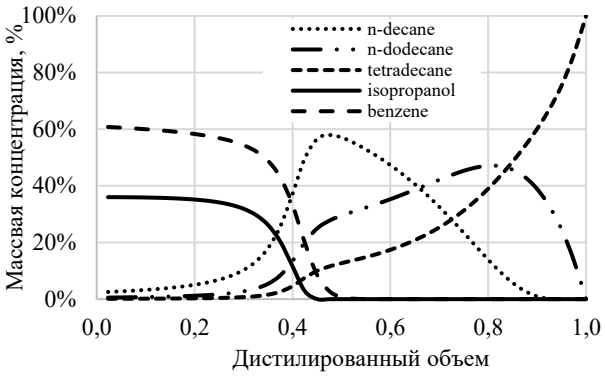


Рис. 2. Массовые концентрации компонентов пара смеси 21,7% декан/ 21,7% додекан/ 21,7% тетрадекан/ 21,7% бензол/ 13,2% изопропанол

3 Заключение

В данной работе предложена методика формирования суррогатов смесевых топлив с биокомпонентами, учитывающая их физико-химические свойства, а также особенности испарения и горения. Разработанный подход позволяет создавать суррогаты, соответствующие реальным топливам, что важно для численного моделирования процессов в камерах сгорания ГТД.

Ключевые результаты работы:

- Разработана методика подбора состава суррогатных топлив, обеспечивающая соответствие референтным.
- Предложена методика расчета кривой дистилляции и состава фракций для топлив с биокомпонентами, позволяющая прогнозировать состав топливовоздушной смеси в различных зонах камеры сгорания.
- Проведена валидация методик на экспериментальных данных, подтвердившая их точность и применимость для моделирования процессов горения.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании авиационных двигателей, работающих на перспективных топливах, что способствует достижению целей по снижению выбросов CO_2 в авиационной отрасли. Также полученные методики применимы при разработке устойчивых авиационных топлив.

Работа выполнена по проекту FSSS-2022-0019, реализуемого в рамках федерального проекта «Развитие человеческого капитала в интересах регионов, отраслей и сектора исследований и разработок»

Список использованных источников

[1] ICAO document CORSIA sustainability criteria for CORSIA eligible fuels. The development of sustainability criteria, 2021. —

https://www.icao.int/environmental-protection/CORSIA/Documents/ICAO%20document% 2005%20-%20Sustainability%20Criteria%20-%20November%202021.pdf.

[2] Air Transport Action Group (ATAG). Sustainable aviation fuel (SAF). — International Air Transport Association, 2019. — https://atag.org/.

[3] International Air Transport Association (IATA). Aircraft technology roadmap to 2050. — IATA, 2017. — https://www.iata.org/contentassets/8d19e716636a47c184e7221c77563c93/aircrafttechnology-net-zero-roadmap.pdf.

[4] Won S. H., Rock N., Lim S. J., Nate S., Carpenter D., Emerson B., Lieuwen T., Edwards T., Dryer F.L. Preferential vaporization impacts on lean blowout of liquid fueled combustors // Combustion and Flame. 2019. V. 205, P. 295-304. https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2019.04.008

ИЗУЧЕНИЕ САМОВОСПЛАМЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ТОПЛИВ С ДОБАВЛЕНИЕМ БИОКОМПОНЕНТОВ НА УДАРНОЙ ТРУБЕ

Л.С. Яновский, В.М. Ежов, М.А. Ильина, Н.А. Червонная, Д.В. Новаковский
ФИЦ ПХФ и МХ РАН, Черноголовка

A SHOCK TUBE AUTOIGNITION STUDY OF ALTERNATIVE FUELS WITH ADDITIVES OF BIOCOMPONENTS

L.S. Yanovskiy, V.M. Ezhov, M.A. Ilina, N.A. Chervonnaya, D.V. Novakovskiy
FRS PCP MC RAS, Chernogolovka, Russia

Обеспечение высокой энергетической эффективности и экологичности применения ГТД и ГТУ гражданской авиации и энергетики требует разработки детальных кинетических моделей воспламенения топлива.

Для разработки и оценки достоверности кинетических механизмов необходимы экспериментальные данные по кинетике реакции воспламенения топлив.

Ударные трубы применяются для изучения периода индукции воспламенения (ПИВ) топлив в широком диапазоне температуры, давления и соотношения с воздухом. Принцип действия ударной трубы позволяет практически полностью исключить влияние диффузионных процессов на получаемые значения ПИВ топлива.

Оценка достоверности результатов определения ПИВ топлив на ударной трубе ФИЦ ПХФ и МХ РАН выполнялась по опубликованным данным изооктана и н-декана в диапазоне давления 14-16 бар и температуры 900-1700 К [1,2]. Показана удовлетворительная сходимость результатов.

В работе определены значения ПИВ альтернативных топлив с добавлением низкоуглеродных компонентов, в том числе на основе биосырья, в диапазоне температуры 900-1700 К и давления 1-2 бар (рисунок 1). Изучено влияние компонентного состава топлива на значения его ПИВ. Расширена база данных ПИВ альтернативных топлив.

Проведен анализ полученных и опубликованных данных по ПИВ альтернативных топлив, а также анализ использованной методики измерений с оценкой диапазона ошибок полученных результатов.

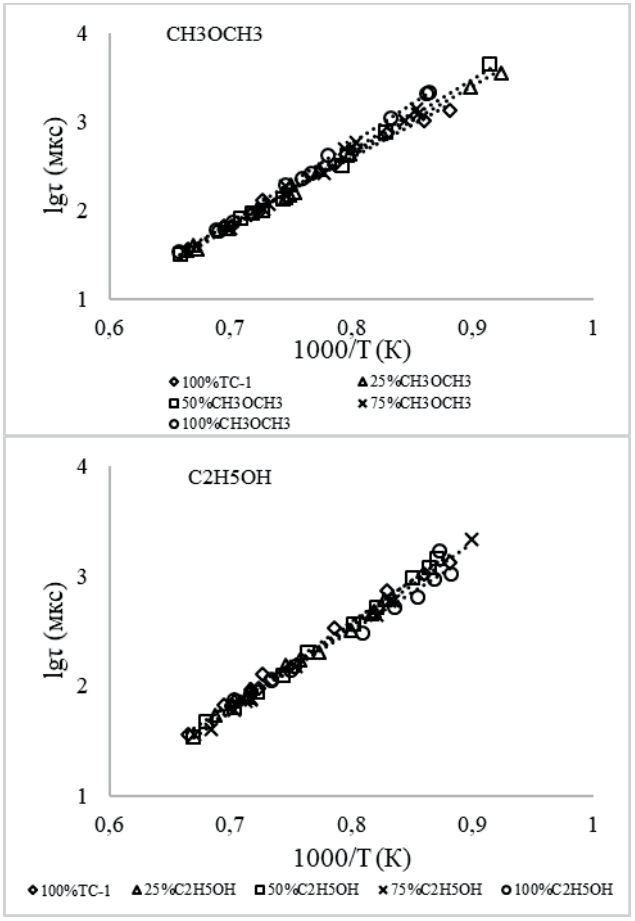


Рисунок – Влияние добавки биокомпонентов на ПИВ авиационного керосина ТС-1

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, Соглашение от 24.04.2024 № 075-15-2024-543.

Список использованных источников

[1] Pfahl U., Fieweger K., Adomeit G. Self-ignition of diesel-relevant hydrocarbon-air mixtures under engine conditions. Proc. Combust. Inst., 26, 781–789

[2] Vermeer DJ, Meyer JW, Oppenheim AK Auto-ignition of hydrocarbons behind reflected shock waves. Combust Flame 1972;18:327–36.

Топливно-экологические проблемы активного освоения Арктики

В.П.Зайцев[1], Л.С.Яновский[2]
[1] ООО «Интеравиагаз», Москва,
[2] ФИЦ ПХФ и МХ РАН, Черноголовка

Fuel and Environmental Problems of Active Arctic Development

V.P. Zaitsev[1], L.S. Yanovsky[2]
[1] LLC "Interaviagaz", Moscow,
[2] FRC of PCP and MC RAS Russia, Chernogolovka

- Активная деятельность людей и транспорт в суровых климатических условиях Арктики потребует завоза значительного количества топлива.

- Логистика поставок сложна, характеризуется большим количеством перевалок и частично проходит через зоны повышенной террористической доступности.

- В конечном итоге это отражается на качестве топлива и приводит к увеличению в 2-4 раза конечной цены!

- Объем поставок в АЗРФ нефтяных топлив достаточно высок. Например, сейчас, только по «Северному завозу» поставляется до 1,0 млн.тонн. При активном освоении его потребуется в разы больше!

- Природа АЗ очень хрупка. 1,0 м3 разлитой нефти выводит из строя до 100 га. Локализация аварий приводит к огромным затратам (пример Керчи!).

- Решение: поэтапный перевод потребителей нефтяных топлив на газомоторные топлива, производимые из местного сырья непосредственно на территории АЗ.

РАЗДЕЛ IX

БЕССКОМПРЕССОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

АНАЛИЗ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОБЛЕМ ФИЗИЧЕСКОГО И МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПЛАЗМЕННОГО ИНИЦИИРОВАНИЯ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ ОКИСЛЕНИЯ МЕТАНА В КИСЛОРОДСОДЕРЖАЩЕМ ПОТОКЕ

Туйгунов Т.М., Арефьев К.Ю., Кравченко А.В., Александров В.Ю., Ананян М.В., Кузьмичев Д.Н.
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проведен анализ литературных источников по научно-техническим проблемам плазменного инициирования окисления метана в кислородосодержащем потоке. Выделены основные трудности, связанные с моделированием данного процесса как при проведении эксперимента, так и при проведении численного моделирования. Рассмотрены способы решения выявленных проблем авторами исследований. Определены зависимости, которые влияют на результаты моделирования. Обозначены предполагаемые пути решения возникших задач и создания новых моделей и зависимостей.

ANALYSIS OF SCIENTIFIC AND TECHNICAL PROBLEMS OF PHYSICAL AND MATHEMATICAL MODELING OF PLASMA INITIATION OF CHEMICAL REACTIONS OF METHANE OXIDATION IN AN OXYGEN-CONTAINING STREAM

T.M. Tuigunov, K.Yu. Arefyev, A.V. Kravchenko, V.Yu. Alexandrov, M.V. Ananyan, D.N. Kuzmichev
CIAM, Moscow, Russia

The analysis of literature sources on scientific and technical problems of plasma initiation of methane oxidation in an oxygen-containing stream is carried out. The main difficulties associated with modeling this process are highlighted, both during the experiment and during numerical modeling. The ways of solving the identified problems by the authors of the research are considered. The dependencies that affect the simulation results are determined. The proposed ways of solving the problems that have arisen and creating new models and dependencies are outlined.

1 Введение

В современных энергетических, технологических и силовых установках широкое применение получило метановое горючее и кислородно-воздушные окислители. Одной из проблем организации эффективного и стабильного рабочего процесса в таких установках является создание надежной и малоинерционной системы инициирования химических реакций (ИХР) воспламенения метана в кислородсодержащем потоке. Особенно остро задача повышения надежности ИХР стоит для крупногабаритных установок периодического и циклического действия с высоким уровнем расходонапряженности в проточном тракте и существенно нестехиометрическим соотношением компонентов топливной смеси, определяемым избытком окислителя. Основные сложности связаны с узким концентрационным диапазоном воспламенения и низкой скоростью протекания химических реакций образования продуктов сгорания.

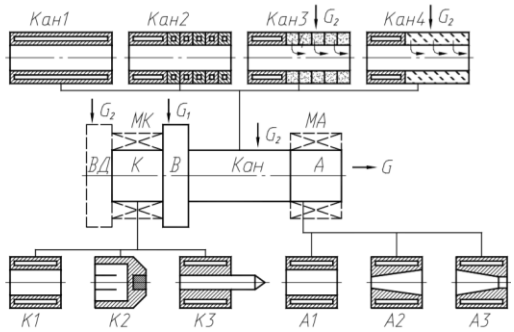
На сегодняшний день существуют различные способы ИХР в нестехиометрических топливных смесях в технологических и энергетических установках, а именно: электроискровой, газодинамический, лазерный, пиротехнический, химический, плазменный. Каждый способ обладает своими преимуществами и недостатками.

Одним из перспективных направлений в области ИХР является использование электрической дуги. Это обусловлено простотой конструкции используемых устройств, возможностью реализовать широкий диапазон температур, давлений и степени ионизации в зоне инициирования химических реакций [1]. В текущее время электродуговая ИХР предусматривает два основных подхода: воспламенение в отрывной зоне, которое работает как химический реактор [2] и применение электрических разрядов, возбуждаемых в основном потоке [3].

Дальнейшее развитие электродуговых систем ИХР связано с проведением ряда исследований и получения базовых закономерностей процесса. Для этого требуется провести физическое и математическое моделирование, которые имеют ряд особенностей и научно-технических проблем, связанных со сложностью процесса.

2 Особенности физического моделирования

Электродуговое устройство ИХР концептуально схоже с конструкцией плазмотрона (рис. 1), который представляет собой генератор плазмы, где электрический дуговой разряд используется в качестве тепловыделяющего элемента [4]. Плазмотроны обладают высокой стабильностью горения дуги, относительно небольшими размерами и возможностью автоматического управления процессом нагрева газа, так как электрическая дуга представляет собой низкоинерционный омический нагреватель.



А – Аноды (А1 – цилиндрический, А2 – диффузор, А3–конфузор); К – катоды (К1–цилиндрический, К2–торцевой, К3–стержневой); Кан – каналы (Кан1–цилиндрический сплошной, Кан2–секционированный проводящий, Кан3–секционированный проводящий пористый, Кан4–диэлектрический пористый); В и ВД – узлы ввода газа; МА и МК – магнитные системы

Рис. 1. Функциональная схема плазмотрона

В корпусе устройства помещён электрод, внутренний канал которого образует рабочую поверхность, а внешняя поверхность охлаждается теплоносителем. Электрод, как правило, «холодный». На рабочую поверхность электрода – наиболее теплонапряжённую – попадает тепловой поток, связанный с переносом тока на электрод и конвективный тепловой поток от нагретого газа. Теплосъём осуществляется с помощью направляющей потока охладителя. Температура охлаждаемой поверхности не должна превышать температуру кипения охлаждающей жидкости более чем на критический температурный напор. При охлаждении водой температура рабочей поверхности такого электрода обычно не превышает 400…450 К при высокой теплопроводности стенки электрода.

Анализ литературных источников показывает, что процессы ИХР окисления метана в кислородсодержащем потоке исследованы не в полном объеме. Наиболее близко этот вопрос исследован в работе [5], где описано моделирование воспламенения этилена на установке ИАДТ-50 ОИВТ РАН со следующими параметрами потока: температура торможения 300 К, статическом давлении 170 торр, расходом газа от 0.6 до 0.9 кг/с, расходом этилена до 0,5 г/с. Разность потенциалов на электродах составляла до 5 кВ с применением балластного сопротивление для ограничения тока разряда.

Подача этилена осуществлялась через 10 отверстий диаметром 1.5 мм с шагом 5 мм перпендикулярно оси потока.

В результате проведенного исследования показано, что важной составляющей процесса ИХР является формирование отдельных плазменных петель в проточном тракте. Стабильное зажигание для всех случаев испытания получено при мощности в дуге около 6.5 кВт и расходе топлива 3.8 г/с. Авторы отмечают, что на процесс воспламенения оказывают влияние распределение газодинамических параметров и скачки уплотнения в проточном тракте.

Исследования при повышенных мощностях плазмотрона до 18 кВт, описаны в работе [6]. Для схожих с работой [5] экспериментальных условий наблюдается стабилизация ИХР и снижение потребной мощности с увеличением длины разряда. Возможной причиной этого является увеличение времени взаимодействия плазмы с потоком топливной смеси.

Также авторами изучался вопрос влияния друг на друга работы двух плазменных модулей. Активация первого плазменного модуля происходила к уменьшению длины разряда до двух раз и падению напряжения с 1.2 до 0.7 кВ во втором модуле, находящемся ниже по потоку. Авторы связывают данные явления с ростом температуры в зоне второго модуля, что приводит к уменьшению плотности и напряжения пробоя, также уменьшается длина разряда и снижается потребляемая мощность. С удалением от первого модуля температура постепенно уменьшается и на расстоянии свыше 300 мм этим нагревом можно пренебречь.

Анализ показывает, что эксперименты [6] косвенно подтверждают эффективность каскадного расположение электродов, что позволяет оптимизировать мощность электрической дуги для ИХР.

В исследовании [7] авторы использовали программируемый разряд, когда последующий пробой газа по сравнению с первичным облегчен. В таком режиме работы пробой газа, поддержание плазменной дуги и вклад энергии в заданную область осуществляется с помощью разрядов, мощность которых изменяется по заранее написанной программе. Данное решение позволяет сократить потребляемую мощность.

На основе анализа могут быть выделены основные научно-технические проблемы физического моделирования плазменной ИХР и намечены пути их решения, которые представлены в таблице 1.

Таблица 1 - Проблемы физического моделирования плазменной ИХР

Научно-техническая проблема	Путь решения
Нестабильная ИХР при малом количестве плазменных петель	- создание каскадной системы электродов с протяженными и стабильными плазменными петлями; - совместная работа нескольких модулей.
Высокая потребная мощность дуги	- оптимизация конфигурации проточного тракта и формирование плазменных петель в зонах с благоприятными условиями для воспламенения; - оптимизация режима с помощью программируемых разрядов.
Погасание дуги при регулировании с последующим срывом горения смеси	- выбор надлежащей циклограммы работы установки, использование обратной связи для управления плазмотроном и формирование устройств, стабилизирующих горение.
Высокие уровни теплового нагружения и значительная эрозия электродов	- применение специальных материалов; - конструктивные решения, позволяющие осуществлять техническое обслуживание; - рассмотрение альтернативных способов охлаждения.

Для практической реализации указанных путей решения научно-технических проблем требуется проведение детальных исследований, направленных на получение закономерностей динамики ИХР при варьировании конфигурации, расположения, мощности плазмотрона для различных параметров топливной смеси.

3.Особенности математического моделирования

Математическое моделирование - это один из современных методов исследования физических процессов при разработке узлов и агрегатов энергетических, технологических и силовых установок. Это связано с рядом преимуществ: лёгкость постановки и реализации расчётной задачи по сравнению с классическим экспериментом; возможность решения задач оптимизации без необходимости изменения экспериментального стенда; получение большего объёма данных об отдельном эксперименте. Вместе с тем основной проблемой математического моделирования многодисциплинарных задач, к которым относится процесс ИХР, является получение достоверного результата.

В работе [8] авторы с помощью численного моделирования в программном комплексе FlowVision исследуют процесс воспламенения и горения газообразного топлива с помощью плазменного разряда. Задача рассматривается в двумерной и в трехмерной постановке. Решение задачи в двумерной постановке позволяет быстро получить приблизительную картину решения при использовании сетки небольшой размерности, или получить максимальное пространственно-временное разрешение. В связи с особенностями рабочего стенда авторов ИАДТ-50, при двумерном моделировании получены результаты, которые удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. При трехмерном решении задачи целесообразно выделить периодический фрагмент, для уменьшения ресурсоемкости задачи, что и было сделано авторами.

В качестве параметров воздуха на входе задавались температура 300 К, статическое давление 200 торр и число Маха равное 2.5, на выходе задавалось полное давление. Вход топлива задавался условием полного давления. К боковым стенкам расчетной области применялось условие «симметрия», на остальных поверхностях задавалось условие стенка. Это позволило авторам сгустить стенку в области топливного инжектора (Y+<10) без использования пристенных функций. Моделирование турбулентности выполнено посредством модифицированной k-ε модели KEFV, так как она при большем числе Y+ начинает воспроизводить профиль пограничного слоя.

В качестве веществ использовались C2H4, O2, CO2, H2O, N2, плотность определяется по закону идеального газа. Горение моделировалось одной брутто-реакцией: $3O2+C2H4 \rightarrow 2CO2 + 2H2O$.

Для моделирования электрической дуги авторами предлагается трехмерная модель объемного источника тепла, геометрические размеры которой приближенно воссозданы по фотографии. Данное тело не является препятствием для потока. Мощность выбирается исходя из экспериментальных данных, и составляет 1-2 кВт на одну дугу.

В результате решения данной задачи у авторов основные элементы структуры течения хорошо видны и совпадают качественные результаты.

Исследование [9] посвящено разработке и верификации плазменно-химического механизма низкотемпературного окисления метана (от 600 до 1000 К). в широком диапазоне давлений (до 100 атм).

Механизм включает элементарные процессы трех типов: химические реакции с участием нейтральных атомов и молекул, первичные плазменно-химические процессы с участием электронов и вторичные плазменно-химические процессы, включающие реакции с участием атомных, молекулярных ионов и возбужденных частиц. Известные параметры характеристик горения используются до 900 К и давлениях 0.1…10 атм., не учитывают плазменного воздействия на кинетику окисления, поэтому авторы рассматривали их как часть более комлексного плазменно-химического механизма.

Для базисных реакций авторы использовали набор механизма GRI-Mech 3.0, дополнив его элементарными реакциями из механизмов Коннова и ИХФ. При компиляции из механизма исключили часть

реакций, противоречащих физическому смыслу, а в части реакций производилось переопределение параметров. Авторы отмечают, что набор данных по низкотемпературному окислению метана при высоких давлениях крайне скуден, что ограничивает возможность проверки химического механизма.

Механизм плазмохимического окисления метана сложнее и больше, чем химическая часть. Это обусловлено тем, что типы элементарных процессов намного разнообразнее и для описания поведения подсистем необходимо работать в функции распределения электронов по энергиям, расчет которой требует знание сечений процессов, зависящих от энергии электронов. При создании механизма плазмохимического окисления авторы использовали наборы известных плазмохимических процессов с последующим уточнением констант реакций или их исключением из набора.

В результате авторы получили плазмохимический низкотемпературный механизм окисления метана, который позволяет качественно объяснить результаты экспериментов. Для повышения точности механизма необходимо проводить дополнительные эксперименты с воспламеняем при более высоких давлениях для уточнения модели.

Ключевые проблемы математического моделирования плазменной ИХР приведены в таблице 2.

Таблица 2 - Проблемы математического моделирования плазменной ИХР

Научно-техническая проблема	Путь решения
Высокая ресурсоемкость расчетов	- выполнение оценочных расчетов в двумерной постановке, выделение переодической структуры в трехмерной постановке задачи для уменьшения расчетной области; - моделирование дуги с помощью объемного источника тепла заданнной мощности; - использования адаптивной сетки.
Разработка механизма горения и воспламенения	- Уточнение параметров для существующих моделей окисления; - Проведение дополнительных научных изысканий.
Верификация математических моделей и результатов расчетов	- Проведение дополнительных натурных экспериментов; - Поиск необходимых экспериментальных данных.

Для реализации указанных путей решения требуется продолжить поиск информации о реализованных механизмах моделирования инициации окисления и горения в широких диапазонах давлений, температур и концентраций, учитывать при моделировании особенности создания расчетной области, способ реализации модели плазменной дуги, а также сбор экспериментальных данных для верификации численных моделей.

4 Заключение

Моделирование плазменного воспламенения представляет сложную научно-техническую задачу. Необходимо учитывать множество различных факторов как при проведении экспериментальных работ, так и при выполнении задачи численными методами.

Для полноценного изучения необходимо установить более строгие механизмы влияния на электрическую дугу в потоке, произвести численный расчет возникновения электрической дуги и сравнить его с экспериментальными данными из статей, а также произвести сравнение с результатами расчета при моделировании дуги в качестве объемного источника тепла, ионизированных молекул и радикалов.

Список использованных источников

[1] Yusupov D. I. et al. High-pressure ignition plasma torch for aerospace testing facilities //Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing, 2016. – Т. 774. – №. 1. – С. 012185.

[2] Vinogradov V A, Goldfeld M A and Starov A V 2013 Comb., Explosion and Shock Waves 49(4) 383–391

[3] Firsov A. A., Leonov S. B. Magnetic positioning of the electric discharge in the volume of supersonic flow //46th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference. – 2015. – С. 2659.

[4] 15. Клименко Г. К., Ляпин А. А. Конструкции электродуговых плазмотронов [Электронный ресурс]: электронное учебное издание: учебное пособие по дисциплине «Генераторы плазмы»/ Изд-во МГТУ им. Н.Э Баумана, 2011. А. Фрисов, Д. А. Яранцев, С. Б. Леонов, В. В. Иванов Численное моделирование горения этилена в сверхзвуковом потоке воздуха // Компьютерные исследования и моделирование, 2019. – Т.9 – №1. – С.75-86.

[5] Фирсов А.А., Долгов Е.В., Леонов С.Б. Оптимизация плазменной системы воспламенения этилена в сверхзвуковом потоке // Вестник ОИВТ РАН. - 2018. -№1. - С. 13-18.

[6] Firsov A. A. Experimental investigation of flameholding in scramjet combustor by pylon with plasma actuator based on Q-DC discharge //Aerospace. – 2023. – Т. 10. – №. 3. – С. 204.

[7] Бауров А. Ю. и др. Внешнее горение высокоскоростных многокомпонентных воздушно-углеводородных потоков в условиях низкотемпературной плазмы //Вестник Московского университета. Серия 3. Физика. Астрономия. – 2013. – №. 4. – С. 28-33.

[8] Фирсов А. А. и др. Численное моделирование горения этилена в сверхзвуковом потоке воздуха //Компьютерные исследования и моделирование. – 2017. – Т. 9. – №. 1. – С. 75-86.

[9] Деминский М. А. и др. Низкотемпературное воспламенение метановоздушной смеси под действием неравновесной плазмы //Химическая физика. – 2013. – Т. 32. – №. 7. – С. 24-24.

АНАЛИЗ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОКИСЛЕНИЯ МЕТАНА В КИСЛОРОДСОДЕРЖАЩЕМ ПОТОКЕ ПУТЕМ ВОЗБУЖДЕНИЯ ВЫНУЖДЕННЫХ АКУСТИЧЕСКИХ КОЛЕБАНИЙ

К.Ю. Арефьев, Е.В. Сливинский, И.М. Гришин, В.В. Лигостаев, М.А. Ильченко, С.В. Заикин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлен анализ расчетно-экспериментальных исследований повышения эффективности окисления метана в высокоэнтальпийном кислородсодержащем (по составу максимально приближенному к воздуху) потоке путем возбуждения вынужденных акустических колебаний. Исследования проведены для конечного по длине канала постоянного сечения. Рассмотрен диапазон начальных удельных энтальпий кислородсодержащего потока от 1600 кДж/кг до 2400 кДж/кг. Получены закономерности влияния полной энтальпии кислородсодержащего потока и акустического воздействия на эффективность (с точки зрения завершенности химических реакций) окисления метана. Установлена зависимость влияния частоты акустического воздействия на коэффициент завершенности физико-химических процессов. Определены значения коэффициента избытка топлива для различных полных энтальпий кислородсодержащего потока, соответствующие диффузионному и кинетическому режимам окисления метана. Анализ показал, что при стабильном окислении метана максимальные относительные амплитуды пульсаций давления достигают уровня 3% и реализуются на частоте 46 Гц, а принудительные акустические возбуждения на метан не распространяются по длине канала постоянного сечения.

ANALYSIS OF CALCULATION AND EXPERIMENTAL STUDIES OF INCREASING THE EFFICIENCY OF METHANE OXIDATION IN THE OXYGEN-CONTAINING STREAM BY EXITING FORCED ACOUSTIC FLUCTUATIONS

K.Yu. Arefyev, E.V. Slivinsky, I.M. Grishin, V.V. Ligostaev, M.A. Ilchenko, S.V. Zaikin
CIAM, Moscow, Russia

The analysis of calculation and experimental studies of increasing the efficiency of methane oxidation in highly enthalpine oxygen-containing) in composition as close to the air is close to air) by exciting forced acoustic fluctuations. The studies were carried out for the final in length of the constant cross section. The range of initial specific enthalpies of oxygen-containing flow from 1600 kJ/kg to 2400 kJ/kg is considered. The laws of the influence of the complete enthalpy of oxygen-containing flow and acoustic effects on the effectiveness (in terms of the completeness of chemical reactions) of methane oxidation were obtained. The dependence of the effect of the frequency of acoustic effect on the completion of physicochemical processes has been established. The values of the excess fuel coefficient for various complete enthalpies of oxygen-containing flow are determined, corresponding to the diffusion and kinetic regimes of methane oxidation. The analysis showed that with stable oxidation of methane the maximum relative amplitude of pressure pulsations reaches 3% and are realized at a frequency of 46 Hz, and forced acoustic excitements to methane do not apply along the length of the constant cross section.

1 Введение

В настоящее время одной из наиболее важных проблем является выбор наиболее подходящего топлива, отвечающего физико-химическим, энергетическим, эксплуатационным, экологическим и экономическим требованиям, а также повышение степени завершенности физико-химических процессов, протекающих при его окислении в камерах сгорания.

Одним из таких топлив может служить метан. Однако, вследствие невысокой скорости его окисления в потоке воздуха, организация эффективного рабочего процесса с точки зрения максимизации использования запасенной химической энергии представляет сложность и является отдельной сложной наукоемкой задачей.

В результате проведения многолетних исследований науке и технике известны множество различных способов интенсификации процессов окисления горючего, основанных как на стабилизации фронта пламени [1-3], так и повышении эффективности протекающих диффузионных и кинетических процессов.

Одним из наиболее перспективных способов интенсификации окисления горючего в потоке воздуха

является акустическое воздействие на реагирующие компоненты [4]. Этот способ позволяет организовывать пространственно-локализованные зоны, в которых происходит интенсивное турбулентное перешивание топливной смеси. Однако, применение указанного способа интенсификации в данный момент не изучено в полной мере и требует проведения расчетно-экспериментальных исследований, накопления данных и проработки фундаментальных научно-технических механизмов.

2 Экспериментальная установка

Для анализа использовались результаты экспериментальных исследований [5], которые позволяют в полной мере изучить как механизмы и процессы окисления метана, так и результаты повышения его эффективности (с точки зрения завершенности физико-химических процессов) путем возбуждения акустических колебаний.

Проведение исследований по интенсификации окисления метана в кислородсодержащем потоке целесообразнее всего проводить на экспериментальной установке с каналом постоянного сечения, с учетом многостадийности протекающих физико-химических процессов. Использованная при этом экспериментальная установка представлена на рисунке 1. На данном рисунке введены следующие условные обозначения: 1 - генератор высокоэнтальпийного квазивоздушного потока; 2 – формирователь потока; 3 – устройство возбуждения акустических колебаний; 4 – форсунка подачи метана; 5 – канал постоянного сечения; 6 – тягоизмерительная платформа; 7 – пьезорезистивный датчик давления; 8, 9 – пьезоэлектрический датчик давления.

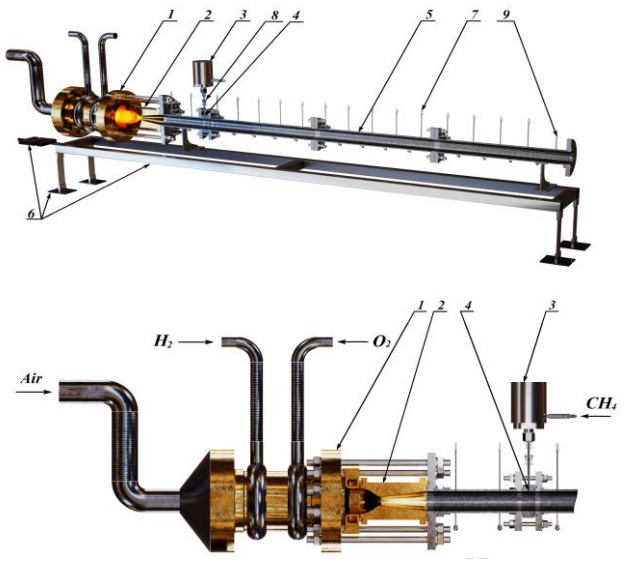


Рис. 1. Схема экспериментальной установки [4]

Выбранная конфигурация экспериментальной установки позволяет сгенерировать высокоэнтальпийный квазивоздушный поток с выбранными параметрами по расходу, давлению и начальным удельным энтальпиям кислородсодержащего потока, а также регистрировать получаемую тягу и быстропротекающие процессы.

3 Математическая модель

Объемные реакции описываются как совокупность r элементарных реакций с количеством вовлеченных компонентов Nr :

$$\sum_{i=1}^{N_c} v'_{i,r} M_i \underset{k_{f,r}}{\overset{k_{b,r}}{\rightleftarrows}} \sum_{i=1}^{N_c} v''_{i,r} M_i$$

$v_{i,r}$ – стехиометрический коэффициент для компонента i в реакции r; M_i – символ, обозначающий компонент i; $k_{f,r}$ – константа прямой скорости реакции r; $k_{b,r}$ – константа обратной скорости реакции r.

Зависимость константы скорости обратной реакции:

$$k_{b,r} = \frac{k_{f,r}}{K_r}$$

K_r – константа равновесия для реакции r:

$$K_r = \exp\left(\frac{\Delta S_r}{R} - \frac{\Delta H_r}{RT}\right)\left(\frac{p_{\text{атм}}}{RT}\right)^{\sum_{i=1}^{N_c}\left(v''_{i,r} - v'_{i,r}\right)}$$

$p_{\text{атм}}$ – атмосферное давление

Для определения констант скоростей прямых реакций использовались температурные зависимости Аррениуса:

$$k_{f,r} = A_k T^{\beta_k} \exp\left(-\frac{E_k}{RT}\right)$$

A_k – предэкспоненциальный фактор;

β_k – температурная экспонента;

E_k – энергия активации.

Давление метана p_{in} изменялось по времени t на входной границе по закону:

$$p_{in}(t) = p_{nom}\left(1 + A \cdot \sin\left(2\pi \cdot t \cdot f\right)\right)$$

p_{nom} – давление подачи метана без акустического воздействия;

$f = 0...1190$ Гц – частота пульсаций давления;

$A = 10$ % – амплитуда пульсаций давления.

4 Обработка экспериментальных значений

В результате расчетно-экспериментальных исследований получены зависимости коэффициента завершенности физико-химических процессов от коэффициента избытка топлива при различных начальных энтальпиях высокоскоростного высокоэнтальпийного потока и при различных значениях частоты акустического воздействия. Аппроксимированные зависимости приведены на рисунке 1.

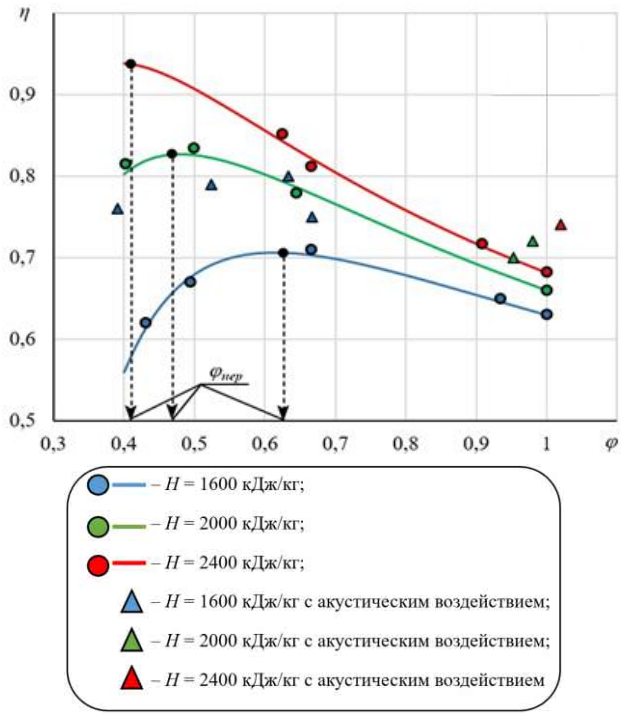


Рис. 2. Зависимости коэффициента завершенности физико-химических процессов от коэффициента избытка топлива

Видно, что при росте начальной энтальпии потока коэффициент завершенности физико-химических процессов увеличивается, что связано с увеличением скорости химических реакций и некоторым изменением зоны обратных токов.

Для различных режимов на рисунке 3 приведены зависимости коэффициента завершенности физико-химических процессов η от частоты акустического воздействия f. Как видно, при увеличении f η также увеличивается, причем увеличение имеет монотонный линейный рост в области рассматриваемых частот. Все представленные аппроксимированные зависимости имеют близкий угол наклона, исходя из чего можно установить, что влияние акустического воздействия имеет одинаковый закон изменения для всех рассматриваемых режимов.

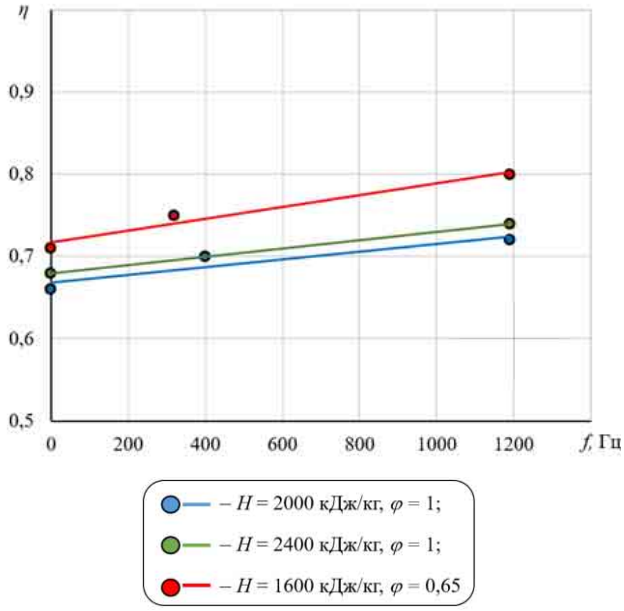


Рис. 3. Зависимости коэффициента завершенности физико-химических процессов от частоты акустического воздействия

На основе анализа полученных данных определены φ , при которых для заданных значений H реализуются максимальные значенияη $(\partial\eta/\partial\varphi = 0)$. Такие значения называются переходными $\varphi_{пер}$. Зависимость $\varphi_{пер}$ от энтальпии кислородсодержащего потока представлена на рисунке 4. При φ меньше переходного значения режим окисления «кинетический», а при больших значениях – «диффузионный».

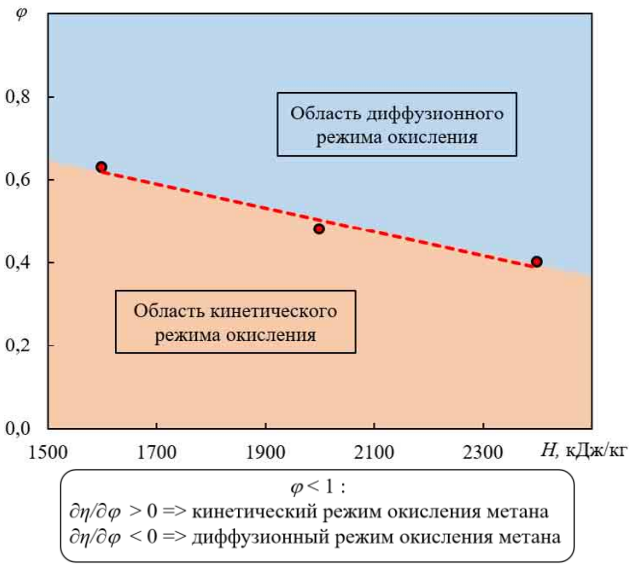


Рис. 4. Зависимость переходных значений коэффициента избытка топлива от полной энтальпии высокоэнтальпийного квазивоздушного потока

Спектр сигнала пульсаций давления при реализации окисления метана без акустического воздействия содержит доминирующую дискретную составляющую на частоте $f \approx 46$ Гц, показанную на рисунке 6. Относительная амплитуда пульсаций давления при этом не превышает 3 %.

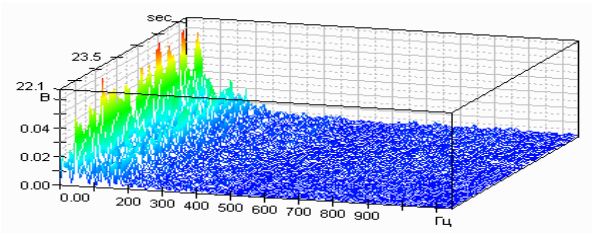


Рис. 5. Спектрограмма пульсаций давления без акустического воздействия

В эксперименте генерируется основная частота $f = 400$ Гц, с которой метан поступает в канал постоянного сечения. На рисунке 6 видно, что в области подачи метана реализуется на данной частоте дискретная составляющая.

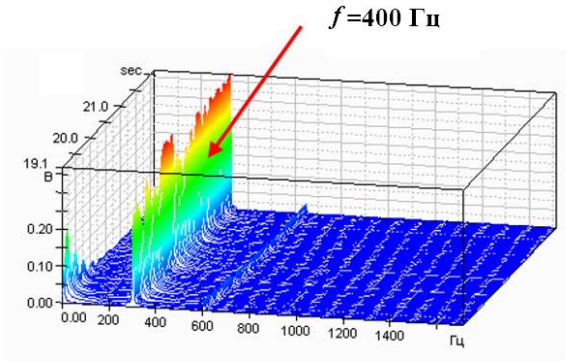


Рис. 6. Спектрограмма пульсаций давления в области подачи метана с акустическим воздействием

Однако, при регистрации быстропротекающих процессов в выходной области канала постоянного сечения присутствует только доминирующая дискретная составляющая на частоте $f \approx 46$ Гц, что свидетельствует о затухании колебаний и обеспечении установления устойчивых режимов окисления метана.

Рассматриваемый метод интенсификации окисления метана в кислородсодержащем потоке можно отнести к случаю управляемой термоакустической неустойчивости.

5 Заключение

Повышение полной энтальпии высокоэнтальпийного квазивоздушного потока от 1600 кДж/кг до 2400 кДж/кг приводит к росту коэффициента завершенности физико-химических процессов до 30 %. Максимальный коэффициент завершенности физико-химических процессов в рассматриваемой установке достигает 0,85.

Установлено, что акустическое воздействие позволяет повысить коэффициент завершенности физико-химических процессов до 25 %.

Установлено, что увеличение частоты акустического воздействия от 400 Гц до 1200 Гц увеличивает коэффициент завершенности физико-химических процессов до 4-7 %. При этом указанная зависимость близка к линейной в области рассматриваемых частот.

Определено, что с ростом полной энтальпии высокоэнтальпийного квазивоздушного потока положение экстремума коэффициента завершенности физико-химических процессов смещается в область меньших значений коэффициента избытка топлива. Установлена зависимость переходного значения коэффициента избытка топлива от полной энтальпии высокоэнтальпийного квазивоздушного потока.

Список использованных источников

[1] Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с.

[2] Воронецкий А.В., Макаров Д.В., Скибин А.П., Филимонов Л.А., Югов В.П. Расчет процессов горения и охлаждения в малогабаритной камере сгорания // Математическое моделирование. - 1999. - Т. 11, № 4. - С. 29-36.

[3] Аверьков И.С., Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В., Гуськов О.В., Прохоров А.Н., Яновский Л.С. Влияние полноты сгорания топлива на характеристики прямоточных воздушно-реактивных двигателей // Теплофизика высоких температур. - 2016. -№ 6. - С.939–949.

[4] Arefyev K.J., Berlov I.V., Zakharov V.S., Ilchenko M.A. Numerical and experimental investigation of the resonant system model sample gasdynamic ignition hight-temperature flow generator // International Conference on the Methods of Aerophysical Research, abstracts, part II, Kazan, Russia, 2012– С. 21-22.

[5] Арефьев К.Ю., Крикунова А.И., Гришин И.М., Минко А.В., Ильченко М.А., Заикин С.В. Исследование влияния вынужденных акустических колебаний на окисление метана в канале постоянного сечения энергосиловой установки // Вестник Московского авиационного института. – 2024, Том 31 № 1 С. 134-145.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ДВИЖЕНИЯ И ИСПАРЕНИЯ ПОЛИДИСПЕРСНЫХ КАПЕЛЬ ВОДЫ В ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

К.Ю. Арефьев, М.А. Абрамов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе рассмотрены теоретические и эмпирические подходы при формировании математической модели нагрева и испарения полидисперсных капель воды с диаметрами 5…100 мкм в потоке воздуха с начальной температурой до 600 К и скоростью до 100 м/с при числах Вебера, не превышающих критические значения. Разработанная математическая модель учитывает изменение температуры газа при расходовании его начальной энтальпии на нагрев и испарение диспергированной жидкости, а также снижение уровня межфазного конвективного теплообмена при начале испарения жидкости и формировании вблизи капель слоя пара. На основе анализа полученной ранее базы экспериментальных данных установлены значения эмпирических коэффициентов для разработанной математической модели. С целью валидации математической модели проведено детальное сопоставление расчетных данных с ранее опубликованными экспериментами авторского коллектива, а также других исследователей. Представленные уравнения и закономерности могут быть адаптированы для различных режимов тепломассообмена между диспергированными жидкостями и газами, применяемыми в энергетическом машиностроении.

MATHEMATICAL MODEL OF MOTION AND EVAPORATION OF POLYDISPERSE WATER DROPLETS IN AIR FLOW

K.Yu. Arefyev, M.A. Abramov
CIAM, Moscow, Russia

The paper considers theoretical and empirical approaches to the formation of a mathematical model of heating and evaporation of polydisperse water droplets with diameters of 5...100 microns in an air stream with an initial temperature of up to 600 K and a velocity of up to 100 m/s at Weber numbers not exceeding critical values. The developed mathematical model takes into account the change in gas temperature during the consumption of its initial enthalpy for heating and evaporation of the dispersed liquid, as well as a decrease in the level of interfacial convective heat transfer at the beginning of liquid evaporation and the formation of a vapor layer near the droplets. Based on the analysis of the previously obtained experimental data base, the values of empirical coefficients for the developed mathematical model have been established. In order to validate the mathematical model, a detailed comparison of the calculated data with previously published experiments of the author's team, as well as other researchers, was carried out. The presented equations and patterns can be adapted for various modes of heat and mass transfer between dispersed liquids and gases used in energy engineering.

1 Введение

Настоящая работа посвящена изучению важного физического процесса фазового перехода диспергированной жидкости в пар, реализуемому в энергетических и силовых агрегатах, устройствах аэрокосмической техники и различных технологических установках. В работе [1] настоящего исследования представлена созданная лабораторная установка и методика проведения экспериментов по детерминированному испарению диспергированной воды с диаметрами капель ≤ 100 мкм в потоке воздуха с максимальной скоростью 91 м/с, при давлении 0,08…0,21 МПа и температуре до ~ 600 К. В работе [1] описана база авторских экспериментальных данных, которая может существенно дополнить существующие и использоваться для разработки и валидации специализированных математических моделей.

Важной научной задачей является повышение точности прогнозирования интенсивности фазового перехода диспергированной жидкости в несущем высокоэнтальпийном газовом потоке (при различных условиях течения) посредством математического моделирования.

2 Математическая модель

Представленная в работе физико-математическая модель основана на уравнениях двухфазной газовой динамики и тепломассообмена. Использован комбинированный подход Лагранжа-Эйлера [2]. В таком подходе капля рассматривается как математическая точка, двигающаяся в потоке газа. При

этом капля является источником или стоком таких физических величин, как энтальпия и количество движения газа, а также источником пара. Оригинальными в настоящей работе являются подходы к определению и полученные зависимости, по которым определяются количественные показатели указанных источников и стоков.

Параметры газа могут быть описаны посредством решения уравнений сохранения массы, количества движения и энергии для вязкой теплопроводной среды в различных постановках. В настоящей работе рассмотрен одномерный подход, который позволяет выявить базовые закономерности и тенденции протекания процесса испарения. Использованные уравнения для реализации одномерного подхода подробно изложены в работе [3].

При моделировании теплообмена между газом и диспергированной жидкостью наиболее важным является надлежащим образом определить коэффициент теплоотдачи $\alpha_{кi}$. Расчет $\alpha_{кi}$ может быть осуществлен посредством следующей зависимости:

$$\alpha_{к\,i} = k_{исп\,i} \cdot \frac{\mathrm{Nu}_i \cdot \lambda_г}{d_i},$$

где $k_{испi}$ - коэффициент, учитывающий влияние испарения капель в i-м кластере на конвективный тепловой поток.

Для неиспаряющейся капли $k_{исп}$=1, с увеличением интенсивности испарения, данный коэффициент снижается до $k_{исп}$=0,5…0,7 [4]. Таким образом, неопределенность в расчете $k_{исп}$ может приводить практически к двукратному отличию в определении скорости испарения. Ключевой задачей уточнения математической модели испарения диспергированной жидкости является определение закономерностей влияния различных факторов на $k_{исп}$.

Для определения $k_{исп}$ проведем анализ маломасштабных процессов тепломассообмена вблизи капли. Для этого воспользуемся результатами численного моделирования вблизи капли. При моделировании использованы методы, представленные в работах [5, 6]. Анализ показывает, что снижение коэффициента теплоотдачи является следствием возникновения вблизи капли слоя паров жидкости. Это демонстрирует рис. 1, где показан пример распределения паров жидкости вблизи капли при ее испарении. Результаты приведены для капли диаметром 100 мкм при постоянной скорости испарения с поверхности (6 мм/с) и относительной скорости около 50 м/с. Отметим, что слой пара имеет не равномерно распределенную толщину на поверхности капли. В частности, на наветренной стороне капли толщина слоя пара мала, и сильно увеличивается по мере приближения к подветренной стороне капли.

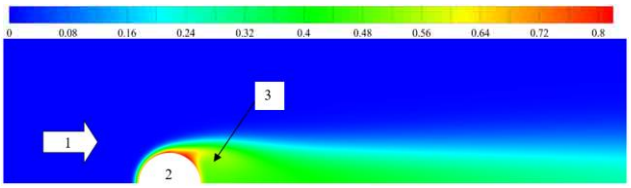


Рис. 1. Массовая доля пара вблизи капли:
1 - поток газа; 2 - капля; 3 - слой пара

Учитывая структуру распределения паров вблизи испаряющейся капли, в настоящей работе предложена математическая модель для определения $k_{исп}$, которая поясняется схемой, представленной на рис. 2.

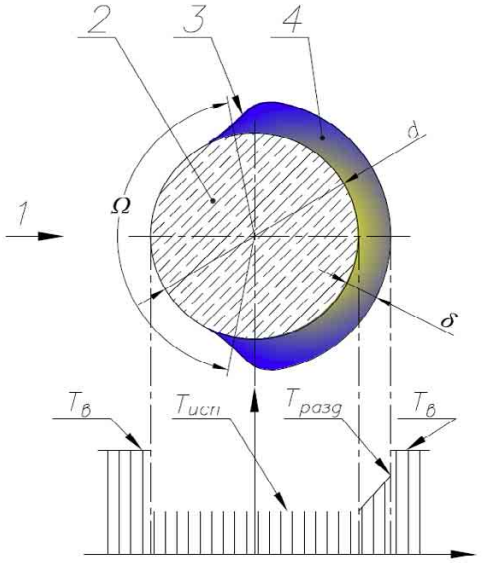


Рис. 2. Схема капли со слоем пара и эпюра температур:
1 - поток газа; 2 - капля; 3 - условная поверхность перехода между газом и паром; 4 - слой пара

На рисунке схематично отражено принятое в настоящей работе допущение, связанное с тем, что капля частично покрыта слоем пара толщиной δ. При этом с наветренной стороны наблюдается деструкция части слоя пара на поверхности капли вследствие газодинамического воздействия и интенсивной турбулентной диффузии. Размеры области, на которой произошла деструкция пленки пара определяются телесным углом Ω. При этом условная поверхность перехода между паром и газом имеет форму, близкую к сегменту сферы.

Для определения тепловых потоков в случае движения капли со слоем пара рассмотрим также представленную на рис. 1 эпюру температур. Примем, что вблизи капли температура восстановления газа равномерна. Такое допущение справедливо в случае

малых размеров капель жидкости при умеренных градиентах температуры газа. Температура самой жидкости в процессе испарения равна $T_{исп}$. Температура в слое пара по мере удаления от поверхности капли меняется от $T_{исп}$ до условной температуры разделения $T_{разд}$. Следует отметить, что разрывы первого рода в функции распределения температуры (между $T_в$ и $T_{исп}$ и между $T_в$ и $T_{разд}$) являются математическим допущением. При этом учитывается, что теплоперенос на границах разрыва определяется критериальными уравнениями конвективного теплообмена.

3 Уточнение математической модели на основе эмпирических данных

В работе [1] были проведены четыре серии экспериментов, по результатам которых сформирована база данных. Серия экспериментов № I направлена на определение дисперсности капель при распыле форсункой жидкости. При выполнении экспериментов серии № II изменялись температура воздуха и контрольное сечение, где происходила диагностика дисперсной среды. В серии экспериментов № III определены параметры при постоянной температуре и давлении на максимальном удалении от места инжекции воды. Завершающая серия экспериментов № IV была направлена на получение данных при пониженном давлении.

На основе полученных данных проведено определение эмпирических коэффициентов (γ - коэффициент, определяющий долю испарившейся жидкости, оставшейся вблизи капли, Ω_{max} - предельный угол деструкции пленка пара, $K\Omega$ - коэффициент влияния скоростного напора), обеспечивающих совпадение расчетов с экспериментами. Для этого применяется локальный итерационный метод равномерного поиска, который заключается в следующем. Сначала формируется трехмерная матрица, заполненная возможными значениями указанных коэффициентов с характерными для них диапазонами. В работе принято разбиение на 10 равномерно распределенных значений каждого коэффициента, что формирует первоначальную матрицу с 10^3 ячейками, соответствующей области поиска. Для каждого набора γ, Ω_{max} и $K\Omega$ проводится расчет испарения капель при условиях, соответствующих экспериментам, в общей сложности для 10 режимов, представленных в таблице 1 (серии экспериментов II - IV). При этом, в качестве начальных данных по каплям используются распределения, полученные в случае без испарения (серия экспериментов I). В результате моделирования определяются распределения размеров капель в контрольных сечениях, соответствующих экспериментам. По результатам обработки распределений диаметров вычисляются расчетные значения среднего счетного $D_{10р}$, среднего объемно-поверхностного $D_{32р}$ диаметров и дисперсии распределения $\sigma_р$ капель.

Из сформированной матрицы выбираются те значения γ, Ω_{max} и $K\Omega$, которые дают минимальное расхождение с экспериментами по критерию среднеквадратичного отклонения Δ.

В процессе обработки экспериментальных данных в соответствии с представленной выше методикой для определения γ, Ω_{max} и $K\Omega$ проведено более 10^5 расчетов. При этом подтверждено, что в области поиска эмпирических коэффициентов разработанной математической модели для представленной выборки экспериментов существует единственный локальный минимум значения $\Delta \approx 0{,}22$, который находится вблизи значений $\gamma = 4{,}6$; $\Omega_{max} = 2{,}9\ \pi$; $K\Omega = 1{,}2 \cdot 10^{-2} \cdot Па^{-1}$.

Тестирование предложенной физико-математической модели направлено на подтверждение ее работоспособности и, соответственно, возможности применения для случаев, близких к сформированной эмпирической базе данных. Также в рамках тестирования проведена валидация на основе известных экспериментов других авторов.

Сравнение скоростей капель, зарегистрированных в экспериментах V и полученных расчетным путем $V_р$ представлено на рис. 3. Различия экспериментально зарегистрированных и рассчитанных скоростей капель определяются расстоянием от представленных точек до пунктирной линии. Максимальные отклонения в расчетах составляют не более 11 % от экспериментальных значений, что указывает на возможность применения математической модели движения капель в рассматриваемых условиях.

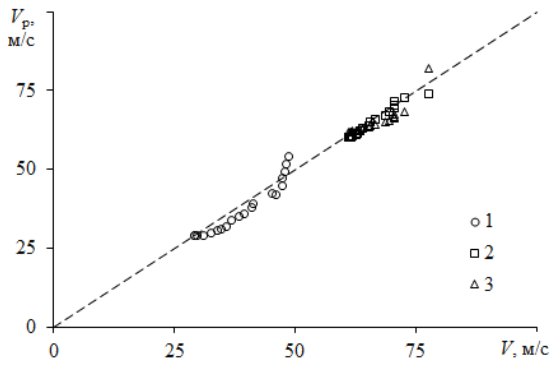


Рис. 3. Сравнение V и $V_р$ для различных режимов

Далее проведем тестирование и валидацию математической модели в части испарения капель воды. На рис. 4 приведено сопоставление средних счетных, средних объемно-поверхностных диаметров капель и дисперсии фракционного состава, полученных в экспериментах и расчетным путем.

Различия между расчетами и экспериментами для среднего счетного диаметра капель составляют не более 9 %, для среднего объемно-поверхностного диаметра капель и дисперсии распределения – не более 6 %. Представленные материалы дают возможность сделать вывод, что разработанная математическая модель испарения капель является применимой для рассмотренных условий.

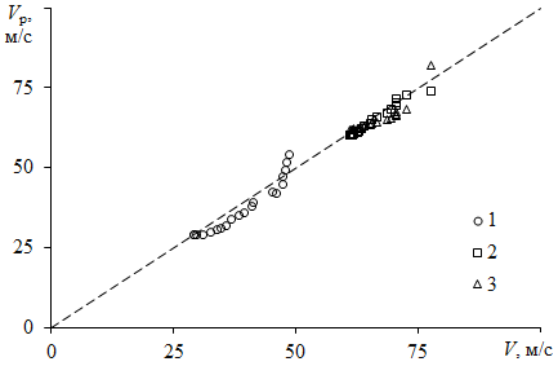


Рис. 4. Сравнение V и $V_р$ для различных режимов

4 Заключение

В результате выполненной работы можно сделать следующие выводы.

1. Разработана физико-математическая модель испарения капель воды в нагретом воздушном потоке, учитывающая полидисперсность капель инжектируемой жидкости, изменение температуры газа при расходовании его начальной энтальпии на нагрев и испарение жидкости, а также снижение теплового потока в капли при начале поверхностного испарения.
2. Предложен алгоритм обработки экспериментальных данных и проведено уточнение эмпирических коэффициентов в разработанной математической модели. Удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных получено при $k_д = 0{,}31$; $\gamma = 4{,}6$; $\Omega_{max} = 2{,}9\ \pi$; $K_\Omega = 1{,}2 \cdot 10^{-2} \cdot Па^{-1}$.
3. Предложенная математическая модель позволяет обеспечить различия между расчетами и экспериментами не более 7 % для скорости капель, не более 9 % для среднего счетного диаметра капель и не более 6 % для среднего объемно-поверхностного диаметра капель, а также дисперсии распределения. В результате подтверждена возможность дальнейшего применения и последующей адаптации математической модели для различных физических случаев.

Список использованных источников

[1] Arefyev K.Yu., Voronetskiy A.V., Abramov M.A., Saveliev A.S., Nikoporenko A.V., Pryadko E.S., Yanovskiy L.S., Ezhov V.M. Physical modeling of motion and evaporation of polydisperse water droplets in a high-enthalpy air flow // Physics of Fluids. 2025. Vol 37. № 1. DOI: https://doi.org/10.1063/5.0249689.

[2] Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В., Сучков С.А., Ильченко М.А. Расчетно-экспериментальное исследование двухфазного смесеобразования в газодинамической системе воспламенения // Теплофизика и аэромеханика. - 2017. - №2. - С.233-246.

[3] Арефьев К.Ю., Кукшинов Н.В., Серпинский О.С. Методика экспериментального определения полноты сгорания потоков топливной смеси в каналах переменного сечения // Известия РАН. Механика жидкости и газа. - 2017. - № 5. - С. 90-102.

[4] Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В. Моделирование процесса дробления и испарения капель нереагирующей жидкости в высокоэнтальпийных газодинамических потоках // Теплофизика и аэромеханика. 2015. №5. С. 609 620.

[5] Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В., Сучков С.А. Расчетное исследование особенностей дробления и испарения капель в газодинамических течениях с циклическими ударными волнами // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. - 2015. - №10. - С.17-30.

[6] Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В., Прохоров А.Н., Сучков С.А., Филимонов Л.А. Анализ влияния типа форсунок и направления впрыска жидкости на эффективность двухфазного смесеобразования в канале постоянного сечения // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. - 2016. - №7. - С. 94-104.

МЕТОДИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДЛЯ РАСЧЕТА РАСХОДОНАПРЯЖЕННОСТИ ПОТОКА ЧАСТИЦ НА ОСНОВЕ ВЕРОЯТНОСТНОГО ПОДХОДА

М.А. Абрамов, К.Ю. Арефьев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Гетерогенные потоки применяются в энергетической промышленности и технологическом оборудовании в качестве рабочего тела. В частности, без двухфазных потоков невозможна работа технологических установок для напыления покрытий, резки материалов и пескоструйной обработки поверхностей. Актуальным является решение научно-технических проблем повышения эффективности формирования качественных гетерогенных потоков. В рамках настоящей работы предложен алгоритм обработки расчетных данных посредством введения вероятностного подхода при траекторной оценке распределения частиц. Данный алгоритм позволяет на основе дискретных полей распределения частиц в расчетном канале путем преобразования построить непрерывное поле расходонапряженности потока частиц. Предложенный подход может быть использован для анализа качества смешения двухфазных потоков в каналах энергосиловых установок.

METHOD FOR CALCULATING THE FLOW RATE OF A PARTICLE FLOW BASED ON A PROBABILISTIC APPROACH

M.A. Abramov, K.Yu. Arefyev
CIAM, Moscow, Russia

Heterogeneous flows are used in the energy industry and technological equipment as a working fluid. In particular, without two-phase flows, it is impossible to operate technological installations for coating, cutting materials and sandblasting surfaces. The solution of scientific and technical problems of increasing the efficiency of the formation of high-quality heterogeneous flows is relevant. In the framework of this work, an algorithm for processing calculated data is proposed by introducing a probabilistic approach for trajectory estimation of particle distribution. This algorithm makes it possible to construct a continuous field of particle flow intensity based on discrete particle distribution fields in the calculation channel by transformation. The proposed approach can be used to analyze the mixing quality of two-phase flows in the channels of power plants.

1 Введение

Исследование двухфазных потоков является перспективным направлением работ вследствие их растущего применения в энергетических, силовых и технологических установках. Размерность фракций дисперсной фазы или конгломератов, содержащие металлы, металлоиды, оксиды, карбиды и др. и составляющие рассматриваемые двухфазные рабочие тела, находится в диапазоне от сотен нанометров до десятков микрометров. Дисперсная фаза в потоке может выполнять роль энерговыделяющих кластеров, адгезионных или абразивных компонентов.

Улучшение распределения частиц и разработка технологий управления двухфазными потоками являются ключевыми проблемами при организации рабочего процесса энергосиловых установках и в современных стендовых и технологических устройствах. Для большого количества инжектируемых твердых частиц в высокоскоростные потоки с высокой энтальпией эти проблемы стоят особенно остро.

Для повышения энергоэффективности двухфазного рабочего тела требуется исследовать фундаментальные закономерности неравновесных по скорости и химическому составу процессов в рассматриваемых двухфазных рабочих телах. Учитывая высокую долю запасенных удельных химической (до ~ 60 МВт/кг) и кинетической (до ~ 1 ГВт/кг) энергий в дисперсной фазе, траектории движения частиц являются важным показателем рабочего процесса.

В современной литературе для прогнозирования распределения частиц в высокоскоростном потоке используются экспериментальные исследования и различные приближенные дискретные математические модели. Последние, в большинстве своем, заложены в отечественные (Логос, FlowVision, HyperFlow-2D/3D) и зарубежные (ANSYS и др.) программные пакеты.

Применительно к энергосиловым установкам важным является расчет параметров смешения частиц с газом. С целью повышения качества процессов

смешения и, как следствие, формирования требуемого поля расходонапряженности дисперсной фазы [1], могут быть применены расчеты, основанные на описании пространственного распределения частиц в двухфазном высокоэнтальпийном турбулентном потоке. Однако расчеты с применением метода определения поля расходонапряженности частиц методом Эйлера [2] достаточно трудоемки и требуют больших затрат машинного времени. В связи с этим крайне важным представляется разработка технологии экспресс-анализа на основе комбинированного подхода Лагранжа-Эйлера [3].

2 Математическая модель

В настоящей работе для описания двухфазного течения в КД применен комбинированный подход Лагранжа-Эйлера (DPM model). При моделировании характеристик газовой фазы решается система осредненных по Фавру уравнений Навье-Стокса, записанная для вязкой сжимаемой неразрывной среды [4]. Система замыкается уравнением состояния идеального газа и дополнена двухпараметрической моделью турбулентности k – ω SST [5]. Выбор модели турбулентности k- ω SST обусловлен ее более широкими функциональными возможностями (в частности, возможностью плавного перехода от k- ω модели в пристеночной области к k-ε модели при течении в свободном потоке). Отметим, что данная модель широко применяется авторами многочисленных работ в области вычислительной газодинамики [6]. В качестве схемы для расчёта потоков на границах ячеек использовалась схема AUSM+ [7]

Частицы при моделировании течения рассматриваются как дискретная фаза. Следует отметить, что при описании движения частиц их взаимодействие между собой не учитывается.

Как было отмечено ранее, получаемые с использованием комбинированной математической модели Лагранжа-Эйлера результаты, в необработанном виде довольно сложно поддаются анализу. Поэтому в рамках настоящей работы предлагается конкретная схема дискретно-непрерывного преобразования, позволяющая получить распределения частиц дисперсной фазы в поперечных сечениях тракта энергосиловой установки. Суть данного подхода заключается в следующем.

Результаты численного моделирования в данном случае представляют собой совокупность расчетных траектории частиц, соответствующим образом локализованные в канале. Поскольку в реальном случае количество частиц может быть очень большим, использован прием их «кластеризации». Частицы одного кластера имеют одинаковые характеристики и общую траекторию движения. Для исключения неточностей трактовки далее по тексту будем называть такие кластеры частицами.

Для осуществления дискретно-непрерывного перехода вводится допущение, что частицы двигаются не строго по базовой траектории, а распределены также и в ее окрестности, образуя своеобразный жгут аналогичный трубкам тока для жидкостей, который далее будет называться трубкой тока частиц.

Для рассматриваемой частицы строится функция плотности распределения вероятности (ПРВ) пространственной локализации (координаты) данной конкретной траектории частицы в рассматриваемом сечении. При этом положение максимума функции ПРВ соответствует положению точки пересечения траектории движения частицы с плоскостью рассматриваемого сечения. Принимается, что отклонение вектора скорости частицы от нормали к плоскости рассматриваемого сечения незначительно влияет на результаты анализа. Уравнение дискретно-непрерывного преобразования основано на определении функции плотности распределения вероятности $p_{ч}$ пересечения индивидуальной частицей рассматриваемого сечения с координатой x вблизи траектории ее движения, которая описывается с помощью двумерного нормального (коэффициент корреляции случайных величин $r = 0$) распределения Гаусса:

$$p_{ч}(y,z) = \frac{\exp\left(-\frac{(y-y_0)^2+(z-z_0)^2}{2\sigma^2}\right)}{2\pi\sigma^2},$$

где y, z – случайные величины координат локализации частицы в рассматриваемом сечении; y_0, z_0 - координаты точки пересечения траектории движения частицы с плоскостью рассматриваемого сечения; σ - среднеквадратичное отклонение пространственной локализации (координаты) частиц относительно траектории ее движения (для данного исследования принимается, что среднеквадратичное отклонение случайных величин равны $\sigma_y = \sigma_z = \sigma$). При этом величины y и z являются независимыми, а характерный размер поперечного сечения трубки тока частиц определяет параметр σ.

Для совместной ПРВ независимых координат y и z считаем, что произведение $p_{ч}(y,z) \cdot dydz$ определяет вероятность того, что частица локализуется в точке рассматриваемого сечения с координатой (y,z). При этом для сохранения потоков ПРВ закладывается принцип нормировки:

$$\iint_{F_к} p_{ч}(y,z)dydz = 1,$$

где $F_к$ – площадь рассматриваемого сечения канала. Схема дискретно-непрерывного перехода для частиц в заданном сечении представлено на рис. 1.

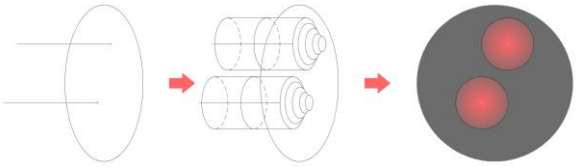


Рис. 1. Схема дискретно-непрерывного перехода

На следующем этапе оценки равномерности распределения потока частиц в сечении канала вводится понятие расходонапряженности потока частиц. Каждый кластер, проходящий через рассматриваемое сечение канала вносит индивидуальную составляющую в распределение расходонапряженности потока частиц. Данная составляющая для i-го кластера определяется по формуле:

$$q_{\text{ч}_i}(y,z) = p_{\text{ч}_i}(y,z) \cdot G_{\text{ч}_i},$$

где $G_{\text{ч}i}$ - массовый расход частиц для каждого кластера.

Суммарная расходонапряженность потока частиц в сечении будет определяться как совокупность $q_{\text{ч}i}$ для всех кластеров, траектории которых пересекают рассматриваемое сечение канала:

$$q_{\text{пч}}(y,z) = \sum_{i=1}^{K_{\text{кл}}} q_{\text{ч}_{i,j}}(y,z).$$

Стоит отметить, что $K_{\text{кл}}$ лежит в диапазоне значений $0 \ldots K_{\text{ин}} \cdot N_{\text{фр}}$, где $K_{\text{ин}}$ - количество инжектируемых кластеров в канал, $N_{\text{фр}}$ – количество фракций рассматриваемого потока частиц. В данном случае условие $K_{\text{кл}} = 0$ соответствует случаю, при котором до рассматриваемого сечения произошло осаждение на стенках канала всех частиц, а $K_{\text{кл}} = K_{\text{ин}} \cdot N_{\text{фр}}$ в случае, если осаждения частиц до рассматриваемого сечения не происходило.

Предложенный алгоритм позволяет на базе имеющихся распределений дискретных траекторий движения частиц построить непрерывное поле распределения расходонапряженности потока частиц (аналогично расходонапряженности газа), на базе которого проводится дальнейший анализ качества смешения частиц с газом. Пример построения $q_{\text{пч}}$ для различных вариантов распределения частиц в сечении показан на рис. 2.

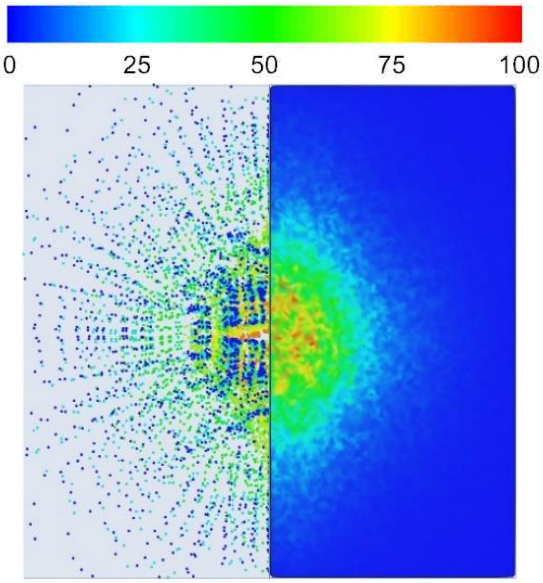


Рис. 2. Примеры построения $q_{\text{пч}}$ (кг/с · м^2) в сечении (слева –точки пересечения траекторий частиц с плоскостью сечения, справа – поле расходонапряженности потока частиц)

3 Заключение

Предложен алгоритм обработки расчетных данных посредством введения вероятностного подхода при траекторной оценке распределения частиц. Данный алгоритм позволяет на основе дискретных полей распределения частиц в расчетном канале путем преобразования построить непрерывное поле расходонапряженности потока частиц. Предложенный подход может быть использован для анализа качества смешения двухфазных потоков в каналах энергосиловых установок.

Список использованных источников

[1] Matsusaka S., Masuda H. Simultaneous Measurement of Mass Flow Rate and Charge-to-Mass Ratio of Particles in Gas-Solids Pipe Flow. Chemical Engineering Science. Vol. 61, №7. P. 2254-2261.

[2] Ананьев А.В., Борисов Д.М., Васютичев А.С. и др. Численное моделирование пространственных смешанных двухфазных течений с химическими превращениями применительно к воздушно-реактивным двигателям. Вестник МАИ. 2009. Т. 16, №2. С. 131-140.

[3] Garg R., Narayanan C., Subramaniam S. A Numerically Convergent Lagrangian-Eulerian Simulation Method for Dispersed Two-Phase Flows. International Journal of Multiphase Flow. 2009. Vol. 35, №. 4. P. 376–388.

[4] Бекетаева А.О., Найманова А.Ж. Численное исследование пространственного сверхзвукового течения совершенного газа при наличии

поперечного вдува струи // Прикладная механика и техническая физика. 2011. Т. 52, № 6. С 58-68.

[5] Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes // AIAA Journal. 2009. Vol. 47, № 12. P. 2894–2906

[6] Расчетно-экспериментальные исследования влияния формы сверхзвуковой части сопла на структуру течения в газодинамическом тракте модельного высотного стенда / В.С. Захаров [и др.] // Теплофизика и аэромеханика. 2021. Т. 25, №2. С. 165-186.

[7] Liou M.S. A sequel to AUSM, Part II^ AUSM+-up for all speeds // Journal of Computational Physics. 2006. Vol.70. P. 1-12.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЬНОГО БЕСКЛАПАННОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

К.Ю. Арефьев, А.В. Никопоренко, Е.С. Прядко, Р.С. Сидоров
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В докладе описываются результаты экспериментального исследования рабочего процесса в модельном бесклапанном пульсирующем воздушно-реактивном двигателе на природном газе, а также результаты его численного моделирования. Получены зависимости тяги и частоты колебаний давления от расхода топлива. Показано, что колебания давления определяются, в первую очередь, свойствами проточного тракта как резонатора Гельмгольца. Приводится также обзор современных проектов по созданию летательных аппаратов с пульсирующими воздушно-реактивными двигателями, а также исследовательских работ по процессам горения, сопровождающихсся автоколебаниями.

RESEARCH OF AN OPERATION AND THRUST CHARACTERISTICS OF THE MODEL VALVELESS AIR-BREATHING PULSEJET

K.Yu. Arefyev, A.V. Nikoporenko, E. S. Pryadko, R.S. Sidorov
CIAM, Moscow, Russia

The report describes the results of an experimental study of the operation of a model valveless air-breathing pulsjet engine with natural gas as a fuel. Also the results of its numerical simulation are presented. The dependences of thrust and frequency of pressure fluctuations on fuel consumption are obtained. It is shown that pressure fluctuations are determined primarily by the properties of the flow path as a Helmholtz resonator. An overview of modern projects for the creation of aircraft with pulsjet engines, as well as research on combustion processes with self-oscillations, is also provided.

1 Введение

Процесс подвода энергии к газу, например, при горении, может сопровождаться самовозбуждающимися колебаниями. Это явление известно достаточно давно и исследовалось ещё Рэлеем. С развитием авиационной и космической техники возникла проблема разрушения конструкции двигателя вследствие возникновения вибрационного горения. Проблема обеспечения устойчивости горения исследовалась многими авторами, в том числе в ЦИАМ, как для газотурбинных [1,2], так и для жидкостных ракетных двигателей [3].

2 Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели

Однако существует класс камер вибрационного горения полезного назначения. Одним из самых известных примеров является клапанный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД) Argus крылатой ракеты V-1 (рис. 1). Двигатели данного типа в силу простоты конструкции довольно давно применяются в авиамоделизме. Но в последнее время с развитием и массовым производством беспилотных летательных аппаратов (БпЛА) появилась потребность в простых и дешёвых воздушно-реактивных двигателях.

Рис.1. Захваченная британскими войсками крылатая ракета V-1 с ПуВРД Argus. Архивное фото ВС Великобритании, 1945 г.

Следует отметить, что ПуВРД имеют, как правило, неохлаждаемую конструкцию, поэтому их стенки нагреваются до высоких температур что повышает заметность(БпЛА).

Один из производителей, получивший заказ от правительства США, – компания Wave Engine Corp. Компания будет поставлять ПуВРД J-1 собственной

разработки. Двигатель работает на авиационном керосине Jet-A и развивает тягу 22 кгс, а отсутствие клапана упрощает и удешевляет конструкцию. На рисунке 2 показан демонстратор Scitor-D с двигателем J-1. Ранее Wave Engine Corp. участвовала в программе DARPA VALP (Versatile Air-Launched Platform), одной из задач которой являлась разработка ракеты-ложной цели.

Рис. 2. Демонстратор Scitor-D с двигателем J-1 [4]

В России бесклапанные ПуВРД устанавливаются для ракет-мишеней. На рис. 3 представлен комплекс Е17МП производства АО «Эникс». ЛА со взлётной массой 80 кг способен развивать скорость до 320 км/ч.

Рис. 3. Комплекс Е17МП [5]

Одним из недостатков ПуВРД, особенно бесклапанных схем являются низкая степень сжатия и низкие тягово-экономические характеристики. Альтернативой ПуВРД с дефлаграционным горением могут стать детонационные ПуВРД (ДПуВРД). Предполагается, что имея так же простую конструкцию, ДПуВРД могут существенно превосходить ПуВРД по удельному импульсу. На рисунке 4 показаны полученные экспериментально [6] зависимости удельного импульса от количества подаваемого в камеру сгорания топлива для ПуВРД Solar PJ32 (американский аналог ПуВРД Argus в масштабе 1:5) и ДПуВРД. Следует, однако, отметить, что тяга ПуВРД получена прямым измерением силы, а тяга ДПуВРД получена пересчётом измеренного давления на переднюю стенку камеры. Поэтому график следует воспринимать как оценку.

3 Заключение

На основании выполненных исследований сформулированы следующие основные выводы:

1. Для современных газотурбинных и ракетных двигателей возникновение автоколебаний в процессе горения топлива нежелательно, так как может привести к разрушению конструкции. При этом схожий тип колебаний лежит в основе работы пульсирующих и детонационных двигателей.

2. ПуВРД в силу простоты конструкции могут быть востребованы применительно к беспилотным ЛА для снижения стоимости. Актуальным является применение таких ЛА в качестве мишеней или ложных целей.

3. Организация детонационного горения может улучшить тягово-экономические характеристики ПуВРД.

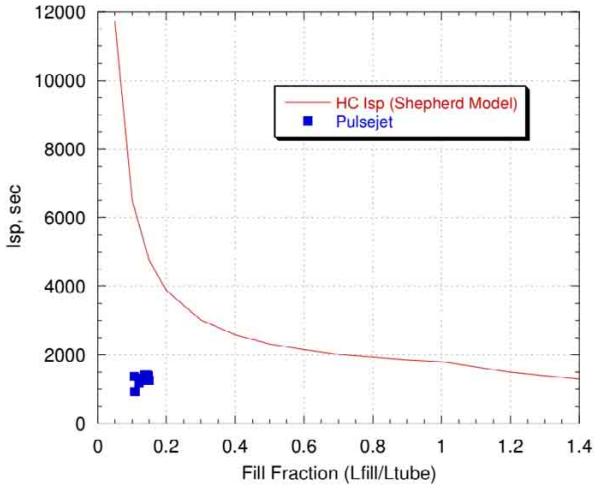


Рис. 4. Удельный импульс в зависимости от доли части двигателя, заполняемой воздухом за цикл

Список использованных источников

[1] В.Е. Дорошенко, В.М. Сильверстов. Исследование устойчивости горения однородной смеси в канале с акустическими поглотителями // ПМТФ. 1975, № 1

[2] А.В. Андреев. Доработка камер сгорания, работающих на газообразном и жидком топливе, по отношению к вибрационному горению. – М.: «Альтекс», 2003

[3] Ильченко М.А., Крютченко В.В,, Мнацаканян Ю.С. Устойчивость рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1995. 40-41 с.

[4] сайт wave-engine.com

[5] сайт enics.aero

[6] Schauer, F.R., Miser, C., Tucker K.C., Bradley, R.P., and Hoke, J.L., “Detonation Initiation of Hydrocarbon-Air Mixtures in a Pulsed-Detonation Engine,” AIAA Paper 2005-1343, January 2005

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ В КАЧЕСТВЕ ХЛАДАГЕНТА Н-ДЕКАНА С НАНОЧАСТИЦАМИ ТЕПЛОПРОВОДНОГО МЕТАЛЛА

С.В. Кручков, К.Ю. Арефьев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты расчетных оценок эффективности проточного охлаждения модельного канала постоянного сечения при использовании в качестве хладагента суспензии наночастиц теплопроводного металла в н-декане. Поведена адаптация стандартной математической модели сопряженного теплообмена с учетом температурных зависимостей теплофизических свойств суспензии наночастиц металла и н-декана. Представлены расчетные данные по прогреву наносуспензии и стенок по длине модельного канала при различном содержании в суспензии металлических наночастиц. Показана область, где использование суспензия дает преимущества по теплосъему относительно чистого н-декана.

COMPUTATIONAL STUDY OF HEAT TRANSFER IN A CHANNEL OF CONSTANT CROSS-SECTION WHEN USING N-DECANE WITH NANOPARTICLES OF HEAT-CONDUCTING METAL AS A REFRIGERANT

S.V. Kruchkov, K.Yu. Arefyev
CIAM, Moscow, Russia

The results of computational estimates of the efficiency of flow cooling of a model channel with a constant cross-section when using a suspension of nanoparticles of thermally conductive metal in n-decane as a refrigerant are presented. An adaptation of the standard mathematical model of coupled heat transfer has been carried out, taking into account the temperature dependences of the thermophysical properties of a suspension of metal and n-decane nanoparticles. Calculated data on the heating of the nanosuspension and walls along the length of the model channel at different concentrations of metal nanoparticles in the suspension are presented. An area is shown where the use of a suspension provides advantages in terms of heat removal of relatively pure n-decane.

1 Введение

Работа посвящена параметрическим расчетно-аналитическим исследованиям эффективности проточной системы охлаждения применительно к модельному каналу постоянного сечения. В качестве хладагента рассматривается суспензия на основе н-декана с наночастицами теплопроводного металла. В состав наночастиц могут входить алюминий, магний, железо, медь, их сплавы и соединения. Такие частицы выполняют роль интенсификатора процесса горения, обеспечивая снижение задержки воспламенения [1], и одновременно с этим повышают энергоемкость и теплопроводность органических энергоносителей [2]. На сегодняшний момент многие аспекты применения наносуспензий в качестве источника энергии и хладагента в энергосиловых установках остаются еще недостаточно изученными. С учетом теплового состояния огневой стенки присадки наночастиц влияют на работу проточной системы двояко. С одной стороны, может повышаться температура продуктов сгорания, тем самым увеличивая тепловой поток в стенку. С другой стороны, добавление наночастиц в энергоноситель приводит к росту его теплопроводности [3, 4], интенсифицируя теплоотдачу от стенки, что способствует снижению ее температуры. Кроме того, при повышении содержания наночастиц происходит снижение удельной теплоемкости суспензии, что влечет за собой более интенсивное повышение температуры хладагента при охлаждении и некоторое снижение хладоресурса энергоносителя.

Учитывая вышеперечисленные факторы, задачами работы являлись:

- адаптация стандартной математической модели сопряженного теплообмена применительно к модельному каналу постоянного сечения с проточной системой охлаждения с учетом зависимости теплофизических свойств хладагента от содержания в нем наночастиц и от его температуры;
- проведение параметрических расчетов и выявление на их основе особенностей теплового состояния модельного канала и допустимых режимов его работы.

Для решения поставленных задач в качестве хладагента рассмотрена наносуспензия на основе н-декана с добавками частиц металла, близкого по теплофизическим свойствам к алюминию. Проведена оценка охлаждающей способности наносуспензии по комплексу теплофизических параметров и решена сопряженная тепловая задача для модельного канала постоянного сечения с проточным охлаждением схема которого представлена на рис. 1. Предполагается, что хладагент 1 проходит по каналам 2 системы проточного охлаждения, затем через устройство подачи 3 поступает в модельный канал 4, где смешивается с воздухом 5 и сгорает, выделяя некоторое количество теплоты Q. Материал стенок 6 каналов охлаждения - жаростойкий сплав.

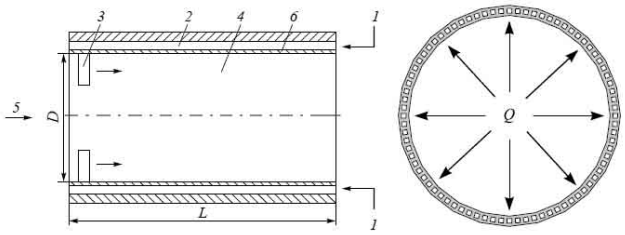


Рис. 1. Схема модельного канала постоянного сечения: 1 - хладагент; 2 - каналы системы проточного охлаждения; 3 – место подачи суспензии в модельный канал; 4 - модельный канал; 5 - поток воздуха; 6 - огневая стенка модельного канала

Проведена оценка эффективности наносуспензии как хладагента при вариации массовой доли Z частиц металла в н-декане в диапазоне от 0 до 10% и расходонапряженности Ω газового потока в модельном канале в диапазоне от 10 до 1000 кг/(с·м^2). Коэффициент избытка воздуха принимался постоянным α = 1.

2 Математическая модель

При определении плотности теплового потока q используется уравнение сопряженного теплообмена (1) [5].

$$q = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_г} + \frac{1}{\alpha_{nf}} + \frac{\delta_{ст}}{\lambda_{ст}}} \cdot \left(T_г^* - T_{nf}\right), \qquad (1)$$

где $\alpha_г$, α_{nf} – коэффициенты теплоотдачи от газообразных продуктов сгорания (ПС) к стенке и от стенки к хладагенту соответственно; $\delta_{ст}$, $\lambda_{ст}$ – толщина стенки и теплопроводность материала стенки; $T_г^*$ - температура торможения продуктов сгорания; T_{nf} – температура наносуспензии в тракте охлаждения. В расчетах отсутствует радиационная составляющая теплового потока от продуктов сгорания к стенке в виду ее незначительного вклада (не более 5 %) в рассматриваемых условиях.

Температура торможения продуктов сгорания $T_г^*$ принимается постоянной по длине проточного тракта и определяется из термодинамического расчета с помощью программного комплекса ТЕРРА для условий равновесного процесса [6].

Для определения температур стенок со стороны продуктов сгорания $T_{сг}$ и со стороны хладагента $T_{сж}$ используются зависимости (2) и (3) [7].

$$T_{сг} = T_г^* - \frac{q}{\alpha_г}, \qquad (2)$$

$$T_{сж} = T_{сг} - \frac{q \cdot \delta_{ст}}{\lambda_{ст}}. \qquad (3)$$

Нагрев наносуспензии в тракте охлаждения определяется путем численного интегрирования уравнения (4).

$$\frac{di_{nf}}{dx} = \frac{q \cdot S}{G_{nf}}, \qquad (4)$$

где S – периметр поперечного сечения модельного канала. Здесь в выражение q входит температура хладагента $T_{nf} = f(i_{nf})$.

Для определения коэффициента теплоотдачи от продуктов сгорания к стенке проточного тракта использовано соотношение Нуссельта-Крауссольда [8] (5).

$$\frac{\alpha_г \cdot d_э}{\lambda_{пс}} = 0,023 \cdot \left(\frac{4 \cdot G_{пс}}{\pi \cdot d_э \cdot \mu_{пс}}\right)^{0,8} \cdot \mathrm{Pr}_{пс}^{0,4}, \qquad (5)$$

где $\lambda_{пс}$, $\mu_{пс}$ – коэффициенты теплопроводности и вязкости продуктов сгорания; $G_{пс}$ - массовый расход продуктов сгорания; $d_э$ - эквивалентный диаметр камеры сгорания; $\mathrm{Pr}_{пс}$ - критерий Прандтля (соответствующий параметрам в ядре потока).

Для определения коэффициента теплоотдачи между хладагентом и стенкой цилиндрического проточного тракта использована полуэмпирическая зависимость (6).

$$\frac{\alpha_{nf} \cdot d_к}{\lambda_{nf}} = 0,023 \cdot \left(\frac{4 \cdot G_{nf}}{\pi \cdot d_к \cdot \mu_{nf}}\right)^{0,8} \cdot \mathrm{Pr}_{nf}^{0,4} \cdot k_р, \qquad (6)$$

где $d_к$ - эквивалентный (гидравлический) поперечного сечения канала охлаждения; Pr_{nf} - критерий Прандтля для хладагента при условиях в тракте охлаждения; $k_р$ - коэффициент оребрения проточного тракта системы охлаждения.

Примеры расчетных распределений температур хладагента и стенки по длине модельного канала при различном массовом содержании частиц металла для крайних значений рассматриваемого диапазона расходонапряженности показаны на рис. 2.

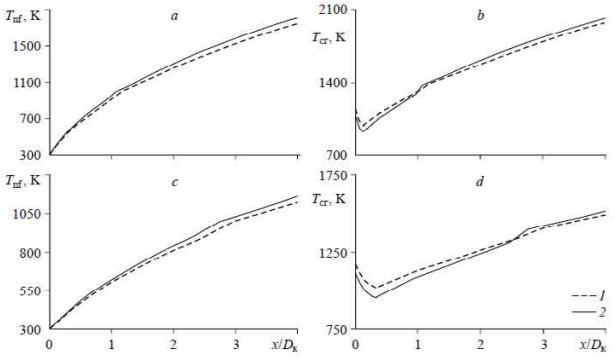


Рис. 2. Распределение температур T_{nf} и T_{cr} по длине канала для крайних значений расходонапряженности: Ω = 10 (a, b) и 1000 (c, d) кг/(с·м^2); Z = 0 (1) и 10 (2) %

Установлено, что зависимость температуры стенки от массовой доли наночастиц имеет локальный минимум. Для примера, на рис. 3 показаны зависимости относительной максимальной температуры огневой стенки от Z и Ω для проточного тракта с относительными удлинениями 0,9 и 2,1. На шкале температур T_{ref} = 2000 К.

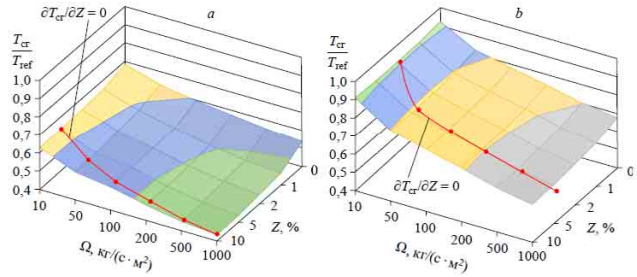


Рис. 3. Зависимость температуры стенки со стороны ПС модельного канала от массовой доли наночастиц и расходонапряженности при L/D = 0,9 (а) и 2,1 (б)

Было рассмотрено тепловое состояние стенки по ее максимальной температуре со стороны ПС для канала с относительным удлинением L/D = 1,5. Расчетное распределение T_{cr} от расходонапряженности Ω представлено на рис. 4.

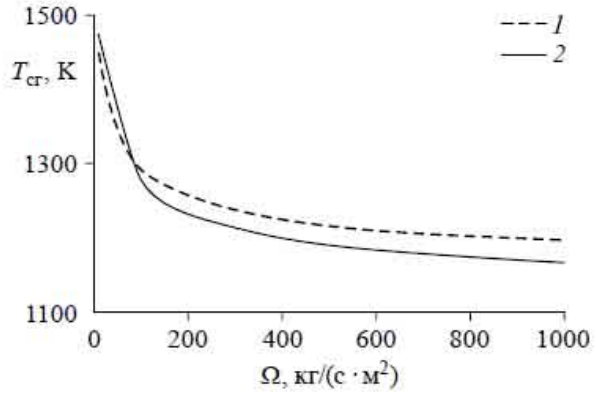


Рис. 4. Зависимость максимальной температуры стенки со стороны ПС модельного канала постоянного сечения от расходонапряженности Z = 0 (1) и 10 (2) %

Для данного случая использование наносуспензии с массовым содержанием наночастиц 10 % при расходонапряженности газового потока Ω = 10…1000 кг/(с·м^2) позволяет снизить максимальную температуру стенки со стороны продуктов сгорания до 4 %. Однако, следует отметить, что при определенных длинах уменьшение расходонапряженности приводит к негативному влиянию на теплообмен наночастиц металла, поэтому для обеспечения эффективного регенеративного охлаждения при использовании наносуспензии необходимо подбирать оптимальное соотношение длины проточного тракта и расходонапряженности газового потока

3 Заключение

В результате расчетного исследования эффективности применения суспензии на основе н-декана с наночастицами металла в качестве хладагента для проточной системы охлаждения модельного канала постоянного сечения установлено следующее.

1. Увеличение массовой доли частиц металла от 0% до 10% повышает охлаждающую способность наносуспензии от 7 до 15 %.

2. Допустимая температура стенки (не более 1250 К) при охлаждении рассматриваемой наносуспензией в диапазоне расходонапряженности газового потока может быть реализована для канала с относительным удлинением от 0,9 до 2,1. Выявлено, что температура стенки имеет локальный минимум, который при расходонапряженности Ω = 10 кг/(с·м^2) реализуется при Z = 2…5%, а при Ω = 1000 кг/(с·м^2) – при Z = 6…10%.

3. Использование наносуспензии относительно чистого н-декана позволяет снизить температуру стенки со стороны продуктов сгорания от 2 до 7 % в зависимости от величины расходонапряженности и содержания частиц металла, а возможная длина охлаждаемого проточного тракта может быть увеличена до 30 %.

Список использованных источников

[1] Savel'ev A.M., Smirnov V.V., Titova N.S., Yagodnikov D.A. Diffusion combustion of n-decane with unpassivat-ed aluminum nanoparticles additives: Analysis of mechanism and numerical simulation // Combust. Flame. 2022. Vol. 236. P. 111761-1–111761-18.

[2] Слободина Е.Н., Михайлов А.Г., Подлипский И.А. Наножидкости: перспективы применения в источниках теплоты // Актуальные вопросы энергетики. 2022. Т.4, №1. С. 20-24.

[3] Bashirnezhad K., Bazri S., Safaei M.R. et al. Viscosity of nanofluids: A review of recent experimental studies // Intern. Commun. Heat and Mass Transfer. 2016. Vol. 73. P. 114–123.
[4] Keblinski P., Prasher R., Eapen J. Thermal conductance of nanofluids: is the controversy over // J. Nanopart Res. 2008. Vol. 10. P. 1089-1097.
[5] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Воронецкий А.В. Исследование эффективности регенеративной системы охлаждения сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей на углеводородном горючем // Тепловые процессы в технике. 2014. Т.6, №11. С.489-495.
[6] Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». (Алматы, Казахстан, 24-26 авг. 2005). Алматы: Казак университеті, 2005. С.52-57.
[7] Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. – 2-е изд. перераб. и доп./ Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
[8] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 2. Учебн. для авиац. спец. Вузов. Под ред Кудрявцева В.М. – 4-е изд., перераб. и доп. М.: Высш. шк., 1993. 368 с.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ СРЫВА И ЗАПУСКА В ВОЗДУХОЗАБОРНОМ УСТРОЙСТВЕ

С.Ю. Нечипорук, А.Ф. Алибаев, Д.А. Павлов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Для определения максимально допустимого давления в камере дожигания, при котором не происходит срыв потока в воздухозаборном устройстве, было осуществлено численное моделирование процесса дросселирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Расчеты проводились в двух постановках: с использованием глобального и локального шага по времени. При сравнении результатов, полученных на основе рассматриваемых постановок, было установлено, что дроссельную характеристику воздухозаборника с сохранением точности на ранних стадиях проектирования прямоточных воздушно-реактивных двигателей допустимо рассчитывать на основе постановки с использованием локального шага по времени. На основе нестационарной постановки был выбран оптимальный шаг интегрирования для минимизации затраты вычислительных ресурсов. Также была проведена оценка периода пульсаций потока, частота которых оказывается в крайне низком диапазоне во время возникновения помпажа.

NUMERICAL SIMULATION OF GAS DYNAMIC PROCESSES OF FLOW SEPARATION AND START OF AN AIR INTAKE DEVICE

S.Iu. Nechiporuk, A.F. Alibaev, D.A. Pavlov
CIAM, Moscow, Russia

In order to identify the maximum allowable pressure in the afterburning chamber, at which there is no disruption of the flow in the air intake, numerical simulation of the throttling process of a ramjet engine was carried out. The calculations were carried out in two formulations: using a global and a local time step. When comparing the results obtained on the basis of the considered statements, it was found that the characteristics of air intake throttling while maintaining accuracy in the early stages of designing ramjet engines are acceptable using a statement using a local time step. Based on the non-stationary model, the optimal integration step was chosen to minimize the cost of computing resources. An assessment was also made of the period of flow pulsations, the frequency of which is in an extremely low range during the surge.

1 Введение

Выбор внешнего облика воздухозаборного устройства (ВЗУ) — одна из ключевых проблем проектирования прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) [1], [2]. Для оценки эффективности ВЗУ следует как можно точнее определять дроссельную характеристику. Исследование экспериментальными методами крупномасштабных изделий — дорогостоящая задача. Поэтому в последнее время применяют современные математические модели на основе численного интегрирования системы уравнений Навье — Стокса, а также модели турбулентности и химической кинетики, позволяющие адекватно воспроизводить газодинамические и химические процессы в ВЗУ и камере сгорания (КС) [3], [4].

Дросселирование двигателя обеспечивает процесс горения в КС, что можно представить с помощью моделей на основе термодинамических уравнений [5]. Это позволяет с определенной точностью показать изменение параметров внутри КС. Однако даже при таком подходе для решения задачи требуются значительные вычислительные ресурсы. Следует выделить еще одну проблему при выборе подхода, при котором предусматривается построение математической модели с помощью термодинамических уравнений, а именно необходимость ее точной валидации в связи с возможностью возникновения существенных расхождений результатов, полученных с помощью расчетных моделей, с экспериментальными данными.

2 Объект исследования

В качестве объекта исследования и для решения задачи выбран образец, рассмотренный в работе [6]. Он оснащен двумя плоскими ВЗУ, расположенными симметрично под углом 45° в нижней части летательного аппарата (ЛА). Исходя из приведенных данных в [6], диапазон полетных чисел Маха составляет 1,5...4, а число Маха, при котором происходит запуск ВЗУ, равно 1,5. Расчетная модель ВЗУ, приведенная на рис. 1, построена по геометрическим параметрам, взятым из табл. 1.

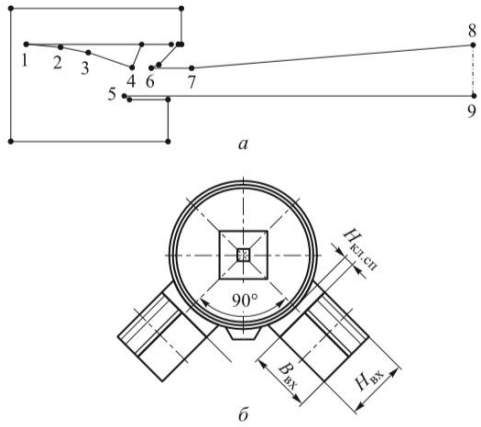


Рис. 1. Расчётная модель ВЗУ: а – профиль ВЗУ с нумерацией контрольных точек; б – общий вид компоновки ВЗУ [6]

Таблица 1 Координаты точек [6]

№	*X*, мм	*Y*, мм
1	0	0
2	43,028	- 3,764
3	79,714	- 11,56
4	139,31	- 33,25
5	125,97	- 72
6	161,71	- 32,67
7	211,98	- 33,5
8	576,06	0
9	576,06	- 73,5

3 Математическая модель

На ранних стадиях проектирования ВЗУ для ЛА зачастую отдают предпочтение двумерным моделям, которые легче модифицировать. Кроме того, при таком моделировании ВЗУ требуется значительно меньше вычислительных ресурсов. Исходная двумерная область моделирования, плоскость которой проходит через вертикальную ось симметрии ВЗУ с граничными условиями, изображена на рис. 2. Начало координат расположено в носовой части ВЗУ.

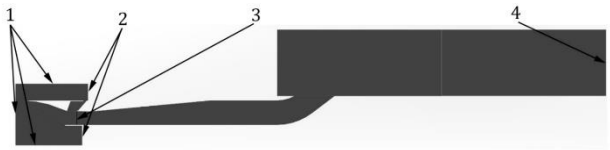


Рис. 2. Геометрия устройства с расчётной областью: 1 – вход в расчётную область, 2 – внешнее выходное сечение, 3 – горловое сечение, 4 – внутреннее выходное сечение

При выполнении расчетов для моделирования течения был использован программный комплекс ANSYS Fluent. На границе 1 (см. рис. 2) задавали статическое давление и температуру, соответствующие тем же параметрам набегающего потока на высоте 10 км, а также скорость набегающего потока, соответствующую числу Маха M = 2,3. Условия моделирования приведены ниже:

Таблица 2 Полётные условия [6]

Расчетное число Маха, M	2,3
Температура, K	223
Давление, МПа	0,265
Угол атаки, град	2,5

На границах 2 и 4 принималось значение статического давления, равное атмосферному на заданной высоте. На остальных границах задавали условия, аналогичные условиям на гидравлически гладкой теплоизолированной стенке без проскальзывания потока. В качестве модели среды был выбран идеальный газ, свойства которого зависят от температуры.

4 Верификация расчётной модели

Для того чтобы убедиться в корректности описания подобранной математической модели течения в ВЗУ, была проведена верификация с целью сопоставить течение в двумерной постановке задачи моделирования с тем, которое получается в плоскости симметрии ВЗУ в результате трехмерного моделирования [6].

Поле чисел Маха приведено на рис. 5. Для анализа достоверности полученной картины течения было проведено сравнение с результатами, представленными для трехмерной модели ВЗУ в [6]. Шкалы распределения чисел Маха приведены к одинаковой цветовой гамме для более корректного анализа. Представленные на рис. 6 картины течения двумерной верификационной модели и трехмерной модели [6] оказались качественно похожими. Следует отметить, что моделирование в двумерной постановке задачи достаточно точно повторяет результаты расчета трехмерного моделирования. Это свидетельствует о корректности моделирования в двумерной постановке задачи относительно плоскости симметрии на начальных стадиях проектирования трехмерных ВЗУ с целью оценки их работоспособности.

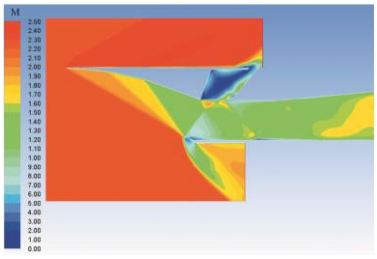


Рис. 3. Поле числа Маха

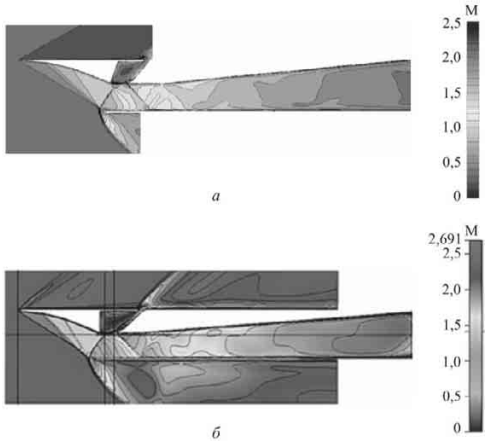


Рис. 4. Поля числа Маха: а – двумерная верифицируемая модель, б – трёхмерная модель

4 Сравнение постановок с локальным и глобальным шагом по времени

Для имитации процесса дросселирования использован подход, изложенный в работе [7], при котором выполняется следующее: 1) определяется максимально возможный уровень давления, создаваемого системой косых скачков в горловом сечении ВЗУ; 2) устанавливается контрольное сечение в конце КС (см. рис. 2, сечение 4), в котором итерационно, с определенным шагом, задается противодавление, имитирующее процесс сгорания топлива (данное сечение выбрано потому, что в этой области полнота сгорания максимальна); 3) повышается уровень давления, при котором достигается сходимость задачи, в контрольном сечении на каждом временном интервале до тех пор, пока не произойдет срыв течения в ВЗУ. В результате использования приведенного подхода было установлено, что значение максимального давления, при котором сохраняется стабильное течение без пульсаций по горловому каналу и не образуется сорванное течение, составляет 0,754 МПа. Картина течения, предшествующая срыву потока в ВЗУ, приведена на рис. 5.

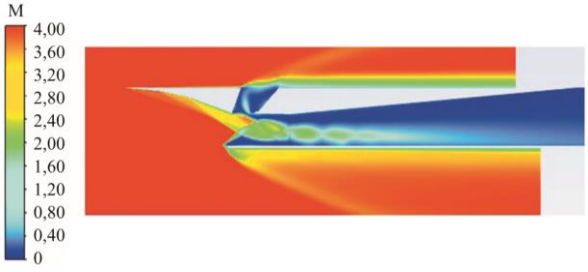


Рис. 5. Поле числа Маха для постановки с локальным шагом по времени

При дальнейшем повышении давления в КС происходит срыв течения с его последующим понижением, что вызывает периодические пульсации (рис. 8). Однако в случае применения постановки с локальным шагом по времени не удается корректно описать неустановившееся течение, что означает возможность описать поведение двигателя лишь до момента срыва потока.

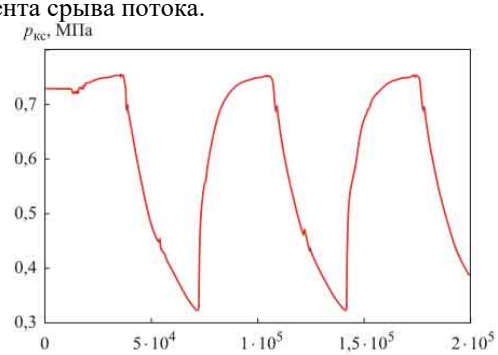


Рис. 6. График пульсаций давлений в камере сгорания

Для описания течения при нестационарной постановке задачи необходимо задать такой шаг по времени, который, с одной стороны, является минимальным для описания перестраиваемых структур, с другой — достаточным для того, чтобы провести вычисления, так как чем меньше временной шаг, тем больше вычислительных ресурсов затрачивается для расчета максимального давления, предшествующего срывному течению. Картина такого течения в КС при давлении РКС = 0,759 МПа приведена на рис. 7.

Исходя из заданного временного шага и количества итераций, можно оценить период пульсаций, происходящих при превышении максимально допустимого давления в КС. При частоте пульсаций 26,77 Гц его значение составляет 0,03735 с. Контрольные точки и соответствующие им временные отрезки приведены в табл. 2. За нулевой момент времени принята точка 1 на рис. 8.

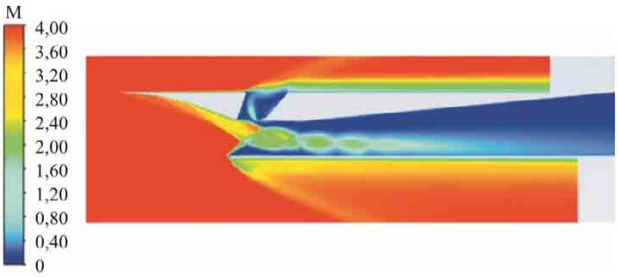


Рис. 7. Поле числа Маха для постановки с глобальным шагом по времени

В отличие от модели при стационарной постановке задачи, данная математическая модель позволяет четко отследить временной период колебаний. Этот параметр необходимо использовать при проектировании образца, для того чтобы учитывать возможность возникновения резонансных явлений в ВЗУ при стендовых испытаниях.

Исходя из заданного временного шага и количества итераций, можно оценить период пульсаций, происходящих при превышении максимально допустимого давления в КС. При частоте пульсаций 26,77 Гц его значение составляет 0,03735 с.

График пульсаций давления в КС приведен на рис. 8, соответствующие контрольным временным точкам поля числа Маха приведены на рис. 9.

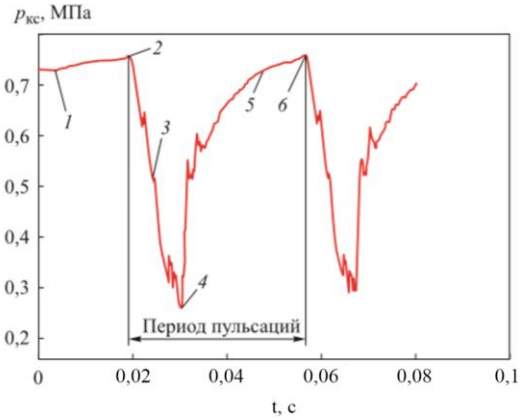


Рис. 8. График пульсаций давлений в камере сгорания

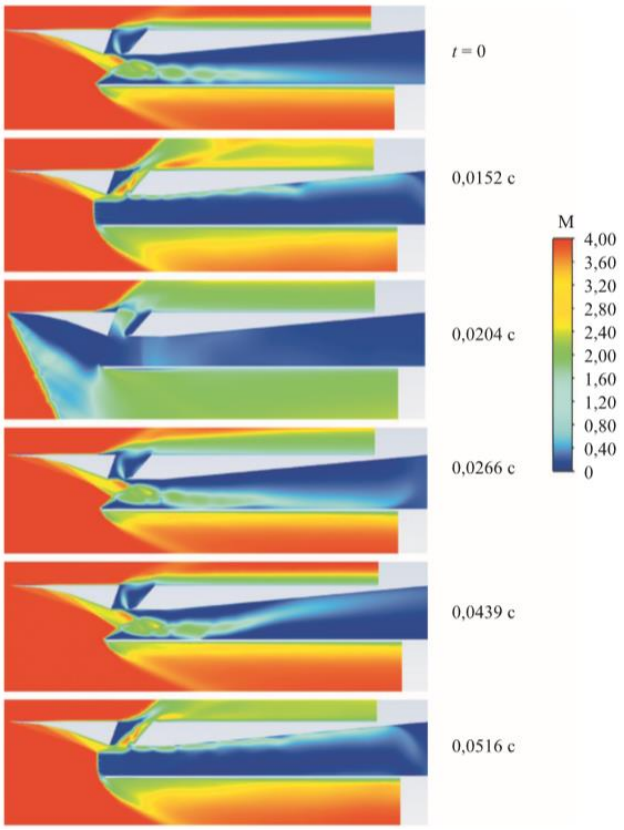


Рис. 9. Поля числа Маха в контрольных временных интервалах

5 Заключение

В результате выполненной работы можно сделать следующие выводы.

1. Была успешно верифицирована модель и доказана корректность использования двумерной постановки моделирования течения в тракте симметричного ВЗУ.
2. Произведен расчёт дросселирования двигателя в двух постановках: стационарная и нестационарная. Определено давление срыва, при котором наблюдается явление помпажа - 0,758 МПа, а также частота пульсаций при срыве - 26,77 Гц.
3. Произведено сравнение стационарного и нестационарного решателя для определения давления срыва потока ВЗУ, в результате которого показано, что с достаточной степенью точностью стационарная постановка может быть корректно использована на начальных этапах проектирования.

Список использованных источников

[1] Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при дросселировании канала воздухозаборника. Теплофизика и аэромеханика, 2014, т. 21, № 2, с. 163–178.

[2] Любимов Д.А., Честных А.О. Анализ RANS/ILES методом влияния дросселирования на течение в воздухозаборнике смешанного сжатия при больших сверхзвуковых скоростях. Шестой Междунар. школа-семинар. Российская Академия наук, Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского. Евпатория 5–12 июня 2016 г. Москва, Изд-во Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского, 2016, с. 103–104.

[3] Карасев В.Н., Картовицкий Л.Л., Левин В.М. Вопросы организации рабочего процесса в камере сгорания ПВРД. Вестник Московского авиационного института, 2009, т. 16, № 5, 10 с.

[4] Любимов Д.А., Честных А.О. Исследование RANS/ILES методом течения в высокоскоростном воздухозаборнике смешанного сжатия на различных режимах работы. Теплофизика высоких температур, 2018, т. 56, № 5, с. 764–776.

[5] Митрохов Н.В. Стабилизация горения на струях нагретого газообразного горючего в камерах ПВРД. Москва, МАИ, 2012.

[6] Сорокин В.А., Норенко А.Ю., Логинов А.Н., Федоров Д.Ю., Молодцев А.Н., Сомов О.В. Расчет и проектирование двухканального ВЗУ для современных двигателей на твердом топливе. Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук, 2019, № 2 (107), с. 84–93.

[7] Виноградов В.А. Мельников Я.А. Степанов В.А. Выбор и проектирование пространственного нерегулируемого воздухозаборника для сверхзвукового делового самолета. *Ученые записки ЦАГИ,* 2017, Т. 48, № 1, с.24-38.

СРАВНЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМОВ В ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ КАНАЛА ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

А.Ф. Алибаев, Д.А. Павлов, С.Ю. Нечипорук
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Сравнивается эффективность использования двух алгоритмов в прямом методе оптимизации. Рассмотрены алгоритм Нелдера-Мида и градиентный спуск с импульсом Нестерова. Сравнение ведется на задаче выбора оптимальной формы осесимметричного канала переменного сечения. Стенки канала описываются при помощи кривой Безье. Приводятся результаты оценки времени выполнения алгоритма, среднего и дисперсии значений целевой функции при случайной точки инициализации. Показано, что градиентный спуск с импульсом Нестерова имеет меньший разброс значений целевой функции в конечной точке работы алгоритма.

COMPARISON OF ALGORITHM EFFICIENCY FOR THE NON-UNIFORM DUCT SHAPE OPTIMIZATION PROBLEM

A.F. Alibaev, D.A. Pavlov, S.Yu. Nechiporuk
CIAM, Moscow, Russia

Efficiency of using two algorithms in direct optimization is compared. Nelder-Mead simplex method and Nesterov gradient descent is considered. Comparison is based on non-uniform axisymmetric duct shape optimization problem. Walls are described by Bezier curve. Results for execution time, expectation and variance of the target function values are given for random initialization. It is shown that gradient descent with Nesterov momentum has smaller range of target values at the endpoint.

1 Введение

Классическим для решения задачи профилирования канала переменного сечения является подход, основанный на методе характеристик [1]. Оптимальная форма канала ищется в приближении невязкого газа при его сверхзвуковом истечении, а пограничный слой, возникающий на внутренней поверхности, учитывается наращиванием стенки на величину вытеснения потока, вычисленную по эмпирическим зависимостям [2].

Существует и другой подход, лишенный ограничений, которые накладывает метод характеристик. В нем используется алгоритм оптимизации целевой функции, рассчитываемой по параметрам потока, полученных путем численного моделировании (например, при решении системы уравнений Рейнольдса). Целевая функция выбирается таким образом, чтобы её минимальное значения отвечало наилучшей конфигурации канала. Такой метод в литературе называется прямым [3]. Несомненными достоинствами этого метода являются гибкость в выборе математических моделей, описывающих течение и отсутствие ограничений на геометрию канала. К недостаткам можно отнести большую по сравнению с методом характеристик вычислительную сложность за счет «тяжелой» процедуры вычисления целевой функции. Частота вызова функции во многом зависит от эффективности алгоритма оптимизации, оценке которой и посвящена данная работа.

2 «Прямой» метод

Подробное изложение и анализ прямого метода можно найти в работе [3]. Здесь же кратко будут приведены отличительные особенности, которые использовались в работе. Качество канала оценивается по величине среднего квадрата отклонения числа Маха от целевого значения, вычисленного в конусе Маха. Целевая функция в этом случае описывается выражением:

$$F(\mathrm{M}) = \frac{1}{V}\iiint (\mathrm{M}(x,r) - \mathrm{M}_t)^2 dV,$$

где V – объем конуса; $\mathrm{M}(x, r)$ – число Маха в точке; M_t – целевое число Маха. Указанный интеграл легко сводится к двойному и в дальнейшем считается численно методом парабол.

Определение значений целевой функции при работе алгоритма оптимизации проводилось по результатам RANS-моделирования течения газа в осесимметричном канале методом конечных объемов в стационарной постановке с моделью турбулентности k-ω. Газ – вязкий, теплопроводный, подчиняющийся

уравнению состояния Менделеева-Клапейрона. Теплофизические параметры принимаются постоянными и их значения соответствуют воздуху в нормальных условиях. Тепловые потоки в стенку отсутствуют. Стенка канала описывалась при помощи кривой Безье, определяемой зависимостью:

$$\begin{cases} x(t) = \sum_{i=0}^{m} x_i b_{i,m}(t); \\ y(t) = \sum_{i=0}^{m} y_i b_{i,m}(t); \end{cases} \quad 0 \le t \le 1,$$

где x_i, y_i – координаты опорных точек кривой Безье; $b_{i,m}(t) = \binom{m}{i} t^i (1-t)^{m-i}$ – полином Бернштейна.

Координаты опорных точек кривой, описывающей сверхзвуковую часть канала, в безразмерном виде использовались как вектор неизвестных при решении задачи оптимизации формы канала. Вектор неизвестных состоит из 6 значений координат опорных точек.

3 Описание алгоритмов

3.1 Метод симплексов Нелдера-Мида

Рассмотрим основные шаги алгоритма [4]. Пусть $S_k \subset \mathbb{R}^n$ –произвольный симплекс на k-м шаге, пронумерованный по возрастанию значения функции в вершинах. Процедура нахождения новой версии симплекса S_{k+1} включает несколько этапов. Подробнее остановимся на них.

3.1.1 Отражение вершины $\boldsymbol{x}_k^{n+1} \in S_k$ осуществляется по формуле

$$\boldsymbol{x}_{k+1}^{n+1} = \boldsymbol{x}_{k,c} + \alpha \cdot \left(\boldsymbol{x}_{k,c} - \boldsymbol{x}_k^{n+1}\right),$$

где $\boldsymbol{x}_{k,c}$ – центр грани с вершинами $\boldsymbol{x}_k^i$, где $i = \overline{1,n}$; $\alpha > 0$ – коэффициент отражения.

В новой вершине вычисляют значение целевой функции. Если выполняется условие:

$$f(\boldsymbol{x}_{k+1}^{n+1}) < f(\boldsymbol{x}_k^1),$$

то шаг алгоритма считается удачным.

3.1.2 При выполнении неравенства производится растяжения нового симплекса S_{k+1} по формуле

$$\boldsymbol{x}_{k+1,s}^{n+1} = \boldsymbol{x}_{k,c} + \beta \cdot \left(\boldsymbol{x}_{k+1}^{n+1} - \boldsymbol{x}_{k,c}\right),$$

где $\beta > 1$ – коэффициент растяжения.

Если в новой точке $\boldsymbol{x}_{k+1,s}^{n+1}$ выполняется:

$$f\left(\boldsymbol{x}_{k+1,s}^{n+1}\right) < f(\boldsymbol{x}_k^1),$$

то симплекс перестраивается: место $\boldsymbol{x}_k^1$ занимает $\boldsymbol{x}_{k+1,s}^{n+1}$, а шаг заканчивается. При $f\left(\boldsymbol{x}_{k+1,s}^{n+1}\right) \ge f(\boldsymbol{x}_k^1)$ растянутый симплекс не используют, а далее рассматривают симплекс, полученный на предыдущем шаге (с отраженной точкой).

3.1.3 Сжатие симплекса производят в зависимости от результатов сравнения значений функции в вершинах $\boldsymbol{x}_{k+1}^{n+1} \in S_{k+1}$ и $\boldsymbol{x}_k^{n+1} \in S_k$. Если $f(\boldsymbol{x}_{k+1}^{n+1}) \le f(\boldsymbol{x}_k^{n+1})$, то сжатие осуществляется в соответствии с формулой

$$\boldsymbol{x}_{k+1,d}^{n+1} = \boldsymbol{x}_{k,c} + \gamma \cdot \left(\boldsymbol{x}_{k+1}^{n+1} - \boldsymbol{x}_{k,c}\right),$$

где $\gamma \in (0,1)$ – коэффициент сжатия. Если же $f(\boldsymbol{x}_{k+1}^{n+1}) > (\boldsymbol{x}_k^{n+1})$, то новую вершину ищут по формуле

$$\boldsymbol{x}_{k+1,d}^{n+1} = \boldsymbol{x}_{k,c} + \gamma \cdot \left(\boldsymbol{x}_k^{n+1} - \boldsymbol{x}_{k,c}\right).$$

После сжатия вычисляют значение $f\left(\boldsymbol{x}_{k+1,d}^{n+1}\right)$ целевой функции и сравнивают его с худшим значением. Если $f\left(\boldsymbol{x}_{k+1,d}^{n+1}\right) < (\boldsymbol{x}_k^{n+1})$, то принимается симплекс с вершиной $\boldsymbol{x}_{k+1,d}^{n+1}$ и остальным n вершинами. В противном случае рассматривается исходный многоугольник и переходят к редукции.

3.1.4 Редукция симплекса S_k заключается в уменьшении длин всех ребер в $1/\delta$ раз, где $\delta \in (0,1)$ – коэффициент редукции. Вершины нового симплекса S_{k+1} находят по формуле

$$\boldsymbol{x}_{k+1}^i = \boldsymbol{x}_k^1 + \delta \cdot \left(\boldsymbol{x}_k^i - \boldsymbol{x}_k^1\right), \ i = \overline{2, n+1}.$$

Авторы метода рекомендуют следующие значения для констант

$$\alpha = 1; \quad \beta = 2; \quad \gamma = 0{,}5; \quad \delta = 0{,}5.$$

3.2 Градиентный спуск с импульсом Нестерова

Метод является модификацией классического алгоритма градиентного спуска с импульсом (метод тяжелого шарика Поляка). Метод Поляка является двухшаговым, то есть для вычисления координаты новой точки в нем используется информация с предыдущего шага. Таким образом имитируется «инерционность» движения. В работе [5] эта идея обобщается: градиент вычисляется в точке, координаты которой можно получить, если сместить предыдущую точку за счет инерции. В таком случае итерационная процедура соответствует формулам:

$$\boldsymbol{x}_{k+1} = \boldsymbol{y}_k - \alpha \cdot \nabla f(\boldsymbol{y}_k)$$
$$\boldsymbol{y}_{k+1} = \boldsymbol{x}_{k+1} + \beta(\boldsymbol{x}_{k+1} - \boldsymbol{x}_k),$$

где $\alpha > 0$ – скорость спуска; $0 < \beta < 1$ – коэффициент импульса. Чем больше значение коэффициента, тем больше вклад «инерционного» слагаемого в смещение точки. Рекомендуемое значение для β = 0,2…0,3. Оптимальное значение для α может быть посчитано в случае, когда известна точка минимума. На практике её выбирают исходя из опыта, и, зачастую, как убывающую функцию от номера итерации. В первом приближении эту величину можно брать постоянной и равной 0,001.

4 Результаты

Описанные выше алгоритмы реализованы на языке Python. Для верификации кода использовались классические тестовые функции для однокритериальной оптимизации с известной точкой минимум: функция Розенброка, Растригина и Гольдштейна [6]. Отдельно стоит отметить, что в реализации метода Нестерова вычисление градиента производилось с помощью центральной разности по

трем точкам. Шаг дифференцирования выбирался равным кубическому корню из погрешности округления для чисел с одинарной точностью [7] и приблизительно равен 4e-03. Градиент вычислялся параллельно и затем нормировался. Скорость спуска вычислялась по геометрической прогрессии с первым членом 0,015 и знаменателем 0,955. Константа, отвечающая за импульс, принята равной 0,3.

Сравнение методов проводилось следующим способом. Работа алгоритма начиналась со случайно выбранной начальной точки, а после 10 алгоритм останавливался. В файл записывались координаты начальной точки, значение целевой функции, координаты конечной точки, величина функции и время работы. В таблице 1 приведены средние значения E и среднеквадратические отклонения σ модуля вектора разницы между конечной и начальной точками работы алгоритма Δr, разницы в значениях функции Δf, величины функции в конечной точке f_{min} и времени работы алгоритма Δt.

Табл. 1 – Сравнение алгоритмов

Название		Δr	Δf	f_{min}	Δt
Симпл. метод	E	0,10858	0,01169	0,00520	659
	σ	0,01968	0,00920	0,00366	41
Град. спуск	E	0,10556	0,01749	0,00225	718
	σ	0,03347	0,01214	0,00218	16

По результатам видно, что оба метода в среднем за 10 итераций проходят эквивалентное расстояние, но у градиентного спуска имеется несколько больший разброс по модулю радиус-вектора разности, что можно объяснить большим шагом α и, вероятно, не всегда оптимальным. По дельте в значениях функции ускоренный градиентный спуск превосходит симплекс метод, практически в два раза. Схожую разницу можно заметить и по величинам найденного минимума – средние значениям у симплекс-метода вдвое выше. Время выполнения эквивалентно, но, как упоминалось выше, это связано с тем, что градиенты рассчитываются параллельно с работой алгоритма.

5 Заключение

В результате выполненной работы можно сделать следующие выводы:

1 градиентный спуск с импульсом Нестерова имеет большую по сравнению с симплекс-методом Нелдера-Мида скорость сходимости; среднее значение минимума функции вдвое меньше для градиентного метода;

2 среднее значение времени выполнения алгоритмов эквивалентны; такой эффект достигается за счет параллельного вычисления градиентов целевой функции.

Список использованных источников

[1] Кацкова О.Н., Крайко А.Н. Расчет осесимметричных изэнтропических течений реального газа // ЖВМиМФ. 1962. Т. 2, № 1. С. 125-132.

[2] Быркин А.П., Верховский В.П., Сосунов А.Ю. Расчет осесимметричных профилированных сопл для чисел M ≤ 10 // Уч. зап. ЦАГИ. 1993. Т. 24. № 2. С. 76-86.

[3] Крайко А.А., Пьянков К.С. Эффективные прямые методы в задачах построения оптимальных аэродинамических форм // ЖВМиМФ. 2010. Т. 50. № 9. С. 1624-1631.

[4] Nelder J.A., Mead R. A simplex method for function minimization // Comp. J. 1965. V. 7. P. 308-313.

[5] Нестеров Ю.Е. Метод минимизации выпуклых функций со скоростью сходимости $O(1/k^2)$ // Докл. АН СССР. 1983. Т. 269. С. 543-547.

[6] Boyd S.P, Vandenberghe L. Convex optimization. Cambridge University Press, 2004.

[7] Sauer T. Numerical analysis. Pearson Education, 2012.

РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГЕНЕРАЦИИ И ВЛИЯНИЯ АКУСТИКО-ВИХРЕВЫХ КОЛЕБАНИЙ В ИНЖЕКТОРЕ НА ИНТЕНСИФИКАЦИЮ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА ПРИ СПУТНОЙ ПОДАЧЕ

А.Н. Прохоров, М.А. Ильченко, Д.И. Серебряков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассматривается возможность интенсификации смешения и горения водорода при спутной подаче посредством акустико-вихревых колебаний, генерируемых в инжекторе. Представлены результаты расчётных исследований влияния акустико - вихревых колебаний на интенсификацию смешения и горения газообразного водорода в модельном канале, проведённых в двумерной нестационарной постановке. Получено, что в случае пульсации водородной струи под воздействием акустико-вихревых колебаний в инжекторе коэффициента полноты сгорания водорода в модельном канале на рассмотренных режимах увеличивается на 0.1. По разработанной математической модели были оценены частоты собственных акустических колебаний в инжекторе. Было установлено, что вихревой звук в инжекторе реализуется на частоте близкой или равной одной из собственных его акустических частот. Наиболее интенсивные пульсации водородной струи на выходе из инжектора происходят на частотах, соответствующих чисто поперечным колебаниям в канале на участке до профиля.

COMPUTATIONAL RESEARCH OF THE GENERATION AND INFLUENCE OF ACOUSTIC-VORTEX FLUCTUATIONS IN THE INJECTOR ON THE INTENSIFICATION OF HYDROGEN COMBUSTION

A.N. Prokhorov, M.A. Ilchenko, D.I. Serebriakov
CIAM, Moscow, Russia

The possibility of intensifying the mixing and combustion of hydrogen during by means of acoustic-vortex pulsations generated in the injector is being considered. The results of computational research of the effect of acoustic-vortex pulsation s on the intensification of mixing and combustion of hydrogen gas in a model channel, conducted in a two-dimensional nonstationary formulation, are presented. It was found that in the case of pulsation of a hydrogen jet under the influence of acoustic- vortex pulsations in the injector, the coefficient of completeness of hydrogen combustion in the model channel increases by up to 0.1. According to the developed mathematical model, the frequencies of natural acoustic pulsations in the injector were estimated. It was found that the vortex sound in the injector is realized at a frequency close to or equal to one of its own acoustic frequencies. The most intense pulsations of the hydrogen jet at the outlet of the injector occur at frequencies corresponding to purely transverse pulsation in the channel in the section up to the profile.

1 Введение

В работе рассматривается возможность интенсификации смешения и горения водорода при спутной подаче посредством акустико-вихревых колебаний, генерируемых в инжекторе.

Представлены результаты расчётных исследований влияния акустико - вихревых колебаний на интенсификацию смешения и горения газообразного водорода в модельном канале, проведённых в двумерной нестационарной постановке. Модельный канал представляет собой канал переменного сечения, в который поступает воздушный поток и спутно ему через форсунку инжектора подаётся водород (рис. 1). Непосредственно в канале инжектора устанавливается прямоугольный в поперечном сечении профиль. В результате поочерёдного схода отрывных зон с верхней и нижней сторон профиля создаётся цепочка вихрей, представляющая собой дорожку Кармана [1]. Генерируемые таким образом акустико-вихревые колебания в канале инжектора вызывают пульсацию водородной струи на выходе из инжектора как по параметрам, так и по направлению (рис. 1).

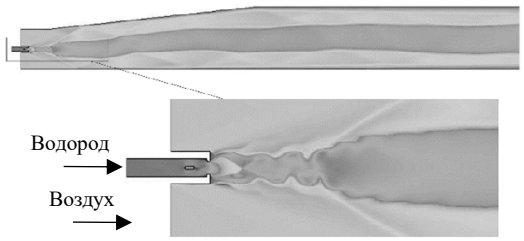


Рис.1. Пульсации потока, вызванные акустико-вихревыми колебаниями в инжекторе

При решении волнового уравнения для акустического потенциала, описывающего распространение акустических колебаний в потоке с посто-

янной средней скоростью, была разработана математическая модель собственных продольно-поперечных колебания газа в рассматриваемом канале инжектора с профилем. которая позволила оценить его собственные акустические частоты.

2 Математическая модель

Расчётные исследования течения в модельном канале проводятся численным методом с использованием следующей математической модели:

- постановка задачи по времени - не стационарная;
- размерность задачи - 2D (плоская);
- уравнения газовой динамики - RANS;
- модель турбулентности - k–ω SST;
- модель химико-турбулентного взаимодействия - Laminar Finite-Rate/No TCI

Примеры полученных результатов течения в модельном канале и канале инжектора с генерацией акустико-вихревых колебаний показаны на рисунках 2 и 3.

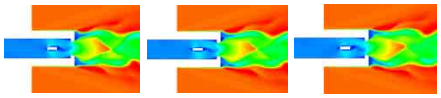
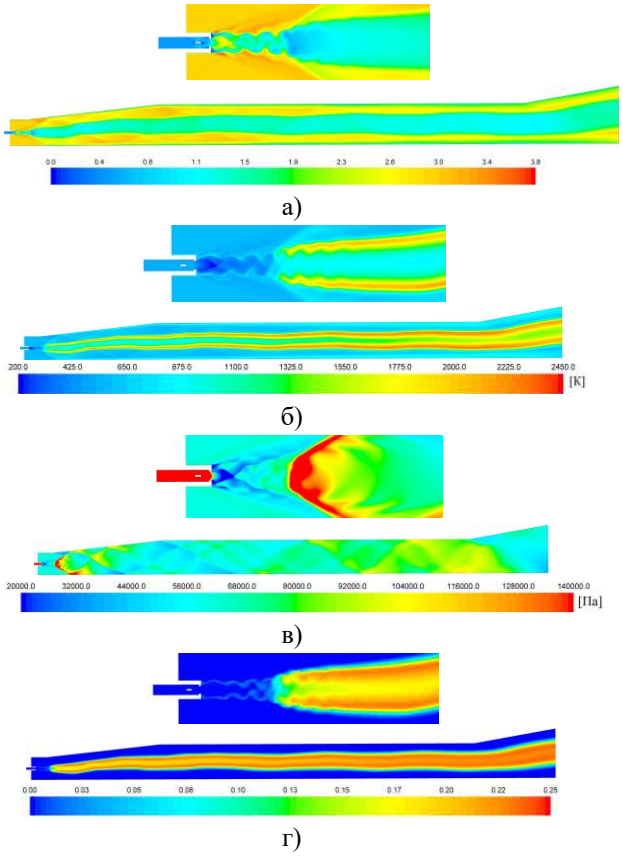


Рис.2. Пульсации водородной струи на выходе из инжектора:



а)

б)

в)

г)

Рис.3. Течение в модельном канале при α = 3,15 (а -поле чисел Маха, б- поле температур, в - поле давлений, г – поле концентраций водяных паров)

По полученным результатам проведена оценка степени влияния акустико-вихревых колебаний на интенсификацию смешения и горения водорода путём сравнения полученных результатов со случаем стационарного истечения водорода. Было получено, что в рассмотренном диапазоне параметров расчётной модели акустико-вихревые колебания в канале инжектора увеличивают полноту сгорания в модельном канале на 0.1 (рис.4).

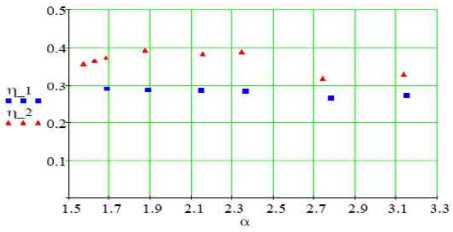
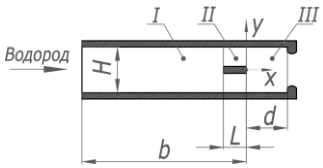


Рис.4. Значение коэффициента полноты сгорания водорода в модельном канале без акустико-вихревых колебаний (η_1) и при их генерации (η_2) в зависимости от коэффициента избытка окислителя (α)

Исследование собственных акустических колебаний газа в канале инжектора проводятся по расчётной схеме, представленной на рисунке 5.



$$p = -\overline{\rho} \cdot (\varphi_t + \varphi_x \cdot M \cdot c)$$
$$u = \varphi_x$$
$$v = \varphi_y\,, \qquad (1)$$
$$M = \frac{u}{c}$$

гр. усл. на стенках:

$$v_{I\,|y=\pm H/2} = 0\,,\ v_{III\,|y=\pm H/2} = 0 \qquad (2)$$

гр. усл. на входе и выходе [4] из канала инжектора:

$$p_{I\,|x=-b} = 0\,,\ u_{III\,|x=d} = 0$$

Рис.5. Расчётная схема для исследования акустических колебаний газа в канале инжектора (p, u, v – акустические давления и составляющие скорости; φ - акустический потенциал; M, c – число Маха и скорость звука; $\overline{\rho}$ – плотность газа; I, II, III – обозначение расчётных областей.)

Принятые допущения расчётной схемы:

- в области занятой профилем существуют продольные колебания газа, вне профиля – продольно-поперечные;
- акустическое давление при y=0 (рис.6) p≈0 [2].
- на границе соседних областей при переходе от продольных колебаний к продольно-поперечным выполняется равенство акустических давлений и продольных скоростей.

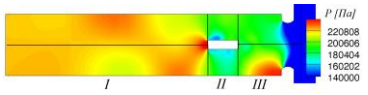


Рис.6. Распределение параметров потока в канале инжектора в обоснование выбора принятых допущений

Уравнение для акустического потенциала φ, описывающего распространение акустических колебаний в потоке с постоянной средней скоростью [3] и его решение для каждой из расчётных областей (рис.5), полученное методом разделения переменных, с учётом граничных условий на стенках и принятых допущений имеют следующий вид:

$$(1-M^2)\cdot\varphi_{xx}+\varphi_{yy}-\frac{2\cdot M}{c}\cdot\varphi_{xt}=\frac{1}{c^2}\cdot\varphi_{tt} \qquad (3)$$

$$\varphi_I=(A_I\cdot e^{i\cdot k_x^+\cdot x}+B_I\cdot e^{i\cdot k_x^-\cdot x})\cdot sin(k_y)e^{-i\cdot\omega\cdot t}$$

$$\varphi_{II}=(A_{II}\cdot e^{i\cdot\frac{\omega}{c}x}+B_{II}\cdot e^{-i\cdot\frac{\omega}{c}x})\cdot e^{-i\cdot\omega\cdot t} \qquad (4)$$

$$\varphi_{III}=(A_{III}\cdot e^{i\cdot k_x^+\cdot x}+B_{III}\cdot e^{i\cdot k_x^-\cdot x})\cdot sin(k_y)e^{-i\cdot\omega\cdot t}$$

$$k_{xn}^{\pm}=\frac{\omega M\pm\sqrt{\omega^2+c^2\,k_{yn}{}^2\,(M^2-1)}}{c(M^2-1)} \qquad (5)$$

$$k_{yn}=\frac{\pi(2n+1)}{H},\ n=0..\infty$$

где ω – частота ссобственных акустических колебаний газа; A, B – константы; k_x и k_y – волновые числа

Выражения 1,2,3,4,5 преобразуются в систему уравнений для нахождения произвольных постоянных AI, BI, AII, BII, AIII, BIII:

$$p_I=p_{II\,|\,x=-L}\ =>\ \left[A_I\cdot e^{-i\cdot k_{xI}^+\cdot L}(\omega-k_{xI}^+\cdot c\cdot M_I)+B_I\cdot e^{-i\cdot k_{xI}^-\cdot L}(\omega-k_{xI}^-\cdot c\cdot M_I)\right]sin\left(k_{yn}y\right)-\omega[A_{II}\cdot e^{-i\cdot\frac{\omega}{c(1+M_{II})}\cdot L}\frac{1}{1+M_{II}}+B_{II}\cdot e^{i\cdot\frac{\omega}{c(1-M_{II})}\cdot L}\frac{1}{1-M_{II}}]=0$$

$$u_I=u_{II\,|\,x=-L}\ =>\left[A_I\cdot e^{-i\cdot k_{xI}^+\cdot L}k_{xI}^++B_I\cdot e^{-i\cdot k_{xI}^-\cdot L}k_{xI}^-\right]sin\left(k_{yn}y\right)-\frac{\omega}{c}[A_{II}\cdot e^{-i\cdot\frac{\omega}{c(1+M_{II})}\cdot L}\frac{1}{1+M_{II}}-B_{II}\cdot e^{i\cdot\frac{\omega}{c(1-M_{II})}\cdot L}\frac{1}{1-M_{II}}]=0$$

$$P_{III}=P_{II\,|\,x=0}\ =>-\omega\left[A_{II}\cdot\frac{1}{1+M_{II}}+B_{II}\cdot\frac{1}{1-M_{II}}\right]+[A_{III}\cdot(\omega-k_{xIII}^+\cdot c\cdot M_{III})+B_{III}\cdot(\omega-k_{xIII}^-\cdot c\cdot M_{III})]sin\left(k_{yn}y\right)=0 \qquad (6)$$

$$u_{III}=u_{II\,|\,x=0}\ =>-\frac{\omega}{c}\left[A_{II}\cdot\frac{1}{1+M_{II}}-B_{II}\cdot\frac{1}{1-M_{II}}\right]+[A_{III}\cdot k_{xIII}^++B_{III}\cdot k_{xIII}^-]sin\left(k_{yn}y\right)=0$$

$$p_{I\,|x=-b}=0\ =>\ A_I\cdot e^{-i\cdot k_{xI}^+\cdot b}(\omega-k_{xI}^+\cdot c\cdot M_I)+B_I\cdot e^{i\cdot k_{xI}^-\cdot b}(\omega-k_{xI}^-\cdot c\cdot M_I)=0$$

$$u_{III\,|x=d}=0\ =>\ A_{III}\cdot e^{i\cdot k_{xIII}^+\cdot d}k_{xIII}^++B_{III}\cdot e^{i\cdot k_{xIII}^-\cdot d}k_{xIII}^-=0$$

Из равенства нулю определителя системы уравнений (6) определяются частоты собственных акустических колебаний газа в канале инжектора в рамках предложенной математической модели (рис.7).

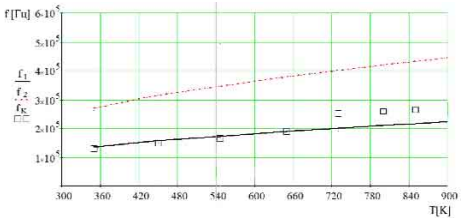


Рис.7. Расчётная зависимость частот первых мод акустический колебаний (f1, f2) в инжекторе и частота реализуемого вихревого звука (fk) от температуры (T) водорода на входе в инжектор

3 Заключение

На основании выполненных исследований сформулированы следующие основные выводы:

1. Проведены расчётные исследования горения воздушно-водородной смеси в модельном канале без и с генерацией акустико-вихревых колебаний в канале инжектора.

2. Путём сравнения расхода несгоревшего водорода на выходе из модельного канала сделана оценка о степени влияния акустико-вихревых колебаний на интенсификацию смешения и горения водорода в рамках рассмотренной задачи. Получено, что в случае пульсации водородной струи под воздействием акустико-вихревых колебаний массовое содержание несгоревшего водорода на выходе из модельного канала на величину до 15 % меньше чем в случае его стационарного истечения, что соответствует увеличению коэффициента полноты сгорания водорода на 0,1.

3. Оценены частоты собственных акустических колебаний в инжекторе. Было установлено, что вихревой звук (дорожка Кармана) в инжекторе реализуется на частоте близкой или равной одной из собственных его акустических частот. Наиболее интенсивные пульсации водородной струи на выходе из инжектора происходят на частотах, соответствующих чисто поперечным колебаниям в канале на участке до профиля.

Список использованных источников

[1] Милн - Томсон Л. Теоретическая гидродинамика. – М.: Мир, 1964. 660-661 с.

[2] Ильченко М.А., Крютченко В.В., Мнацаканян Ю.С. Устойчивость рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1995. 40-41 с.

[3] Ильченко М.А., Руденко А.Н., Эпштейн В.Л. Исследование генерации вихревого звука при обтекании профиля в канале. Акустический журнал. 1980. Т XXVI, №5, 708-717 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУР ВОСПЛАМЕНЕННОГО ПОТОКА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ВИХРЕВОГО ВОСПЛАМЕНИТЕЛЯ

В.Ю. Александров, Ф.Г. Марков, В.П. Юрин, А.Ю. Шершнев, А.В. Кравченко, К.В. Степанян, Д.Д. Неудахин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Закрученные потоки используются во многих промышленных устройствах в различных областях промышленности и науки. В настоящее время структура таких потоков изучена недостаточно. В работе исследуется поле температур инертного неизотермического и реагирующего закрученных потоков внутри вихревой камеры сгорания вихревого воспламенителя с реакциями горения топливной пары воздух-природный газ. По результатам работы было экспериментально определено поле температур исследуемого потока, а также получены размеры пониженной и повышенной полной энтальпии потока при различных расходах рабочего газа и параметрах закрутки. Была составлена математическая модель и проведено численное моделирование работы вихревого воспламенителя для подтверждения экспериментальных данных.

INVESTIGATION OF THE TEMPERATURE FIELD IN AN IGNITED FLOW WITHIN A VORTEX IGNITER COMBUSTION CHAMBER

V.Y. Aleksandrov, F.G. Markov, V.P. Yurin, A.Y. Shershnev, A.V. Kravchenko, K.V. Stepanyan, D.D. Neudakhin
CIAM, Moscow, Russia

Vortex-type swirling flows are widely used in many industrial devices across various fields of industry and science. Currently, the structure of these flows is still poorly understood. This work investigates the temperature field of a inert non-isothermal and reacting swirling flows inside the swirl combustion chamber of a vortex igniter with combustion reactions of an air-natural gas fuel mixture. The experimental results determined the temperature distribution of the studied flow and revealed the size of the near-axis zone with elevated total enthalpy at different working gas flow rates and swirl parameters. A mathematical model was developed, and numerical of the vortex igniter operation were to validate the experimental data.

1 Введение

Разработка новой техники и освоение новых технологий тесно связаны с научными исследованиями нестандартного использования недостаточно изученных физических явлений и эффектов. Закручивание потока может положительно влиять на процессы, протекающие при течении обычных и реагирующих потоков в различных технических устройствах.

Закрученные потоки характеризуются чрезвычайным разнообразием и отличаются интересными и парадоксальными эффектами. В технических приложениях закрученные потоки используются в камерах сгорания двигателей, промышленных печах, устройствах для распыления, струйных насосах и т.д.

С целью интенсификации процессов вихревые аппараты эксплуатируются на режимах с повышенной закруткой потока. При этом течение оказывается существенно трехмерным и, как правило, нестационарным. Структура таких течений, как с теоретической, так и с практической точки зрения, изучена недостаточно.

Закрученные течения можно условно разделить на две группы - инертные (без протекания химических реакций) и реагирующие (с протеканием химических реакций) потоки. Инертные потоки могут быть изотермическими и неизотермическими. При изотермическом течении температура движущейся среды практически не зависит от координат и времени. При неизотермическом течении температура потока может изменяться как во времени, так и в поле течения.

Целью работы является исследование поля температур инертного неизотермического и реагирующего закрученных потоков внутри вихревой камеры сгорания вихревого воспламенителя с реакциями горения топливной пары воздух-природный газ.

Принцип работы вихревого воспламенителя заключается в создании закрученного потока основных компонентов топливной пары с последующей инициацией в нем химической реакции

горения с помощью электрической свечи зажигания. Схема воспламенителя представлена на рисунке 1.

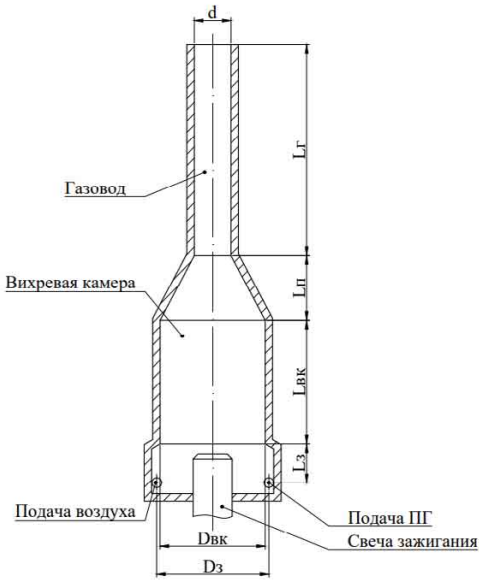


Рис. 1. Схема вихревого воспламенителя

Конструкция вихревого воспламенителя характеризуется следующими геометрическими параметрами:

d – диаметр газовода;

$D_{ВК}$ – диаметр вихревой камеры;

$D_З$ – диаметр камеры закрутки;

$L_Г$ – длина газовода;

$L_{ВК}$ – длина вихревой камеры;

$L_П$ – длина переходной секции;

$L_З$ – длина камеры закрутки.

Для проведения экспериментальных исследований разработана лабораторная установка с подвижным элементом, позволяющим проводить измерения статической температуры по диаметру вихревой камеры. Измерения производятся за счет равномерного перемещения спая закрепленной на подвижном элементе термопары.

По результатам проведенных экспериментов было определено поле температур инертного закрученного потока по диаметру вихревой камеры сгорания (рисунок 2). На основе полученных данных были определены размеры приосевой зоны пониженной полной энтальпии потока при различных расходах рабочего газа и различных параметрах закрутки.

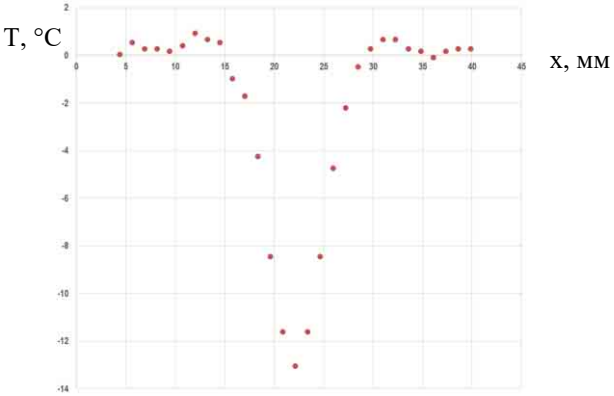


Рис. 2. Экспериментальное распределение статической температуры инертного закрученного потока по диаметру вихревой камеры

Внешний вид вихревого воспламенителя в процессе работы показан на рисунке 3.

По результатам проведенных экспериментов было определено поле температур реагирующего закрученного потока по диаметру вихревой камеры сгорания (рисунок 4). На основе полученных данных были определены размеры приосевой зоны повышенной полной энтальпии потока при различных расходах рабочего газа и различных параметрах закрутки.

Рис. 3. Внешний вид вихревого воспламенителя в процессе работы

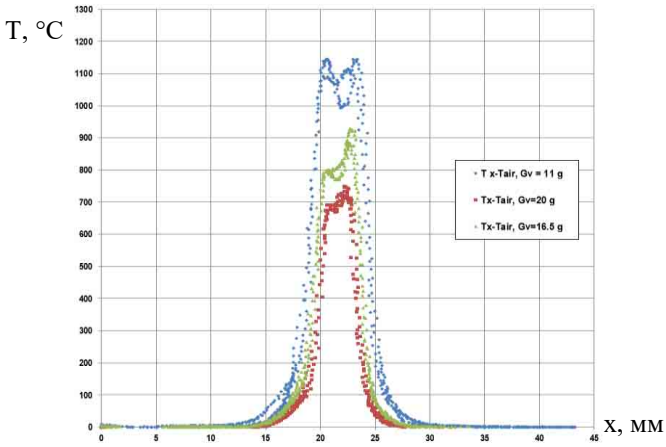


Рис. 4. Экспериментальное распределение статической температуры реагирующего закрученного потока по диаметру вихревой камеры

2 Математическая модель

Для моделирования течения в вихревой камере были использована следующая система дифференциальных уравнений:

– уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v}) = 0, \qquad (1)$$

где $\nabla = \frac{\partial}{\partial x}\vec{i} + \frac{\partial}{\partial y}\vec{j} + \frac{\partial}{\partial z}\vec{k}$; $\vec{v}$ – вектор скорости потока; ρ – плотность потока;

– уравнение сохранения импульса:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla(\rho \vec{v}\vec{v}) = -\nabla p + \mu \nabla \bar{\bar{\tau}} \qquad (2)$$

где $\bar{\bar{\tau}} = \mu\left[(\nabla \cdot \vec{v} + \nabla \cdot \vec{v}^T) - \frac{2}{3}\nabla \cdot \vec{v}\right]$; $\vec{v}$ – скорость потока; μ – кинетическая вязкость;

– уравнение сохранения энергии:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho H) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} H) = \nabla \cdot (k \nabla T) \qquad (3)$$

где H – энтальпия потока; T – температура;

Система уравнений (1) - (3) дополнялась уравнением состояния совершенного газа и полной моделью турбулентности напряжений Рейнольдса [6].

Результаты расчетов инертного потока показали наличие сложной рециркуляционой картины течения, как на оси вихревого воспламенителя, так и в цилендрической области внутри вехревой камеры (рисунок 5).

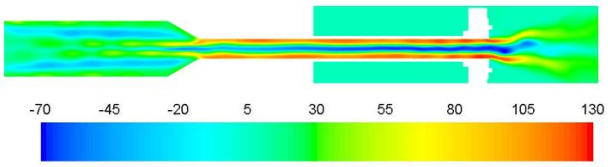


Рис. 5. Поле распределения осевой скорости инертного газа в плоскости симметрии вихревой камеры [м/с]

Так же бы ло получено температурное раслоение инертного потока (рисунок 6).

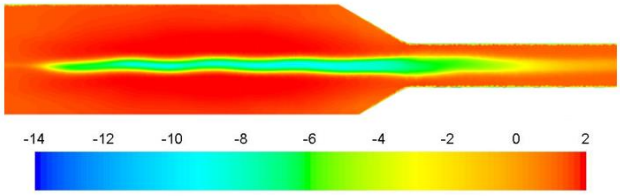


Рис. 6. Поле распределения статической температуры инертного газа в плоскости симметрии вихревой камеры [°C]

На рисунке 7 показано распределение полной температуры. Полученная в результате расчетов зависимость обладает схожим характером с данными эксперимента.

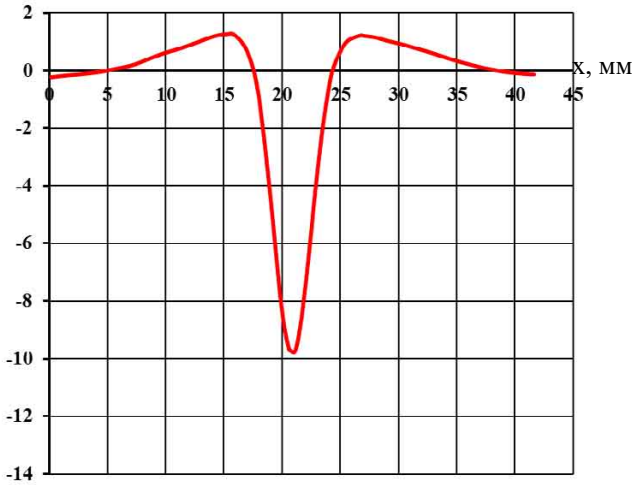


Рис. 7. Расчетное распределение статической температуры инертного закрученного потока по диаметру вихревой камеры

3 Заключение

Результаты работы позволяют иметь более полное представление о структуре и характеристиках закрученных потоков. На основе экспериментальных данных удалось определить и визуализировать поле температур инертного и реагирующего закрученного потока по диаметру вихревой камеры сгорания вихревого воспламенителя, а также размеры

приосевой зоны повышенной полной энтальпии потока.

Список использованных источников

[1] Гупта А. К., Лилли Д. Д., Сайред Н. Закрученные потоки. – М.: Мир, 1987. – 588 с., ил.

[2] Жидков Д. А., Девисилов В. А. Вихревая технология стратификации газов для решения экологических вопросов в нефтегазовых и химических производствах (обзор) // Безопасность в техносфере. – 2015. – Т. ;. – №. 6. – С. 63-78.

[3] Архипов В. А. и др. Курс лекций по теории и практике закрученных потоков. Ч. 1 (лекции 1-5). – Томск: Томский государственный университет, 1999. – 60 с.

[4] Архипов В. А. и др. Курс лекций по теории и практике закрученных потоков. Ч. 2 (лекции 6-10). – Томск: Томский государственный университет, 1999. – 62 с.

[5] Архипов В. А. и др. Курс лекций по теории и практике закрученных потоков. Ч. 3 (лекции 11-15). – Томск: Томский государственный университет, 2000. – 63 с.

[6] B. E. Launder, G. J. Reece, and W. Rodi. "Progress in the Development of a Reynolds-Stress Turbulence Closure". J. Fluid Mech. 68(3). 537–566. April 1975.

АНАЛИЗ МИРОВЫХ ТЕНДЕНЦИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

М.А. Абрамов, В.Ю. Александров, К.Ю. Арефьев, В.С. Захаров, Д.Л. Мамышев, А.Н. Прохоров, Д.И. Серебряков, Р.С. Сидоров
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В настоящее время во многих странах мира проводятся работы по различным направлениям в области аэрокосмического двигателестроения. В работе представлен анализ мировых тенденций, основанный на исследованиях в обеспечение разработки технологий создания аэрокосмических двигателей. Показано, что большое внимание уделяется фундаментальным исследованиям организации эффективного рабочего процесса, горения, внутренней и внешней газовой динамики, интеграции аэрокосмичеких двигателей в составе летательных аппаратов, созданию новых высокотемпературных материалов и покрытий. Такие работы ведутся в США, КНР, Японии, Индии, Австралии, ЕС. Достаточно большая часть исследований посвящена комбинированным силовым установкам для летательных аппаратов с максимальными скоростями, соответствующими числам Маха около 5.

ANALYSIS OF THE WORLD TRENDS IN THE AEROSPACE ENGINE INDUSTRY

M.A. Abramov, V.Yu. Aleksandrov, K.Yu. Arefyev, V.S. Zakharov, D.L. Mamyshev, A.N. Prokhorov, D.I. Serebryakov, R.S. Sidorov
CIAM, Moscow, Russia

Currently, there is a development effort in many countries around the world in various areas in the field of aerospace engine industry. The paper presents an analysis of the world trends based on the research into the development of technologies for creating aerospace engines. It is shown that much attention is paid to fundamental research on the organization of an efficient working process, fuel combustion, external and internal gas dynamics, the integration of aerospace engines in aircraft, the creation of new high-temperature materials and coatings. Such work is underway in the USA, China, Japan, India, Australia, and the EU. Quite a lot of research is devoted to combined propulsion systems for aircraft with maximum speeds corresponding to Mach numbers of about 5

1 Введение

Созданию высокоскоростных летательных аппаратов за рубежом уделяется большое внимание в научном и практическом плане. Это подтверждает большое количество опубликованных научных исследований и обзоров [1-3].

Наличие большого количества научно-технических и технологических проблем, возникающих при повышении скорости внутриатмосферного полета, обусловило необходимость проведения обширных фундаментально-прикладных исследований, связанных с тепловым и прочностным состоянием конструкции аппарата [4, 5] его аэродинамикой [6] и созданием эффективной силовой установки [7]. Начиная с 90-х годов 20-го века были начаты стадии разработки и испытаний демонстраторов высокоскоростных летательных аппаратов, что соответствует 5-6 уровням готовности ряда технологий. Такие испытания проходили в СССР (затем в РФ), в США и в других странах.

Наибольшее продвижение среди зарубежных стран в области проведения автономных (после отделения от ускорителя) летных испытаний демонстраторов высокоскоростных летательных аппаратов наблюдается в США. К настоящему времени в США проведены летные испытания следующих демонстраторов: X-43A [8], HyFly [9], FFV (Free Flight Vehicle) [10], X-51A [11]. Аналогичные проекты интегрированных летательных аппаратов разрабатывались во Франции (LEA) [12], Индии (HSTDV) [13], Китае [14] и других странах. Большинство из этих проектов пока не доведены до этапа летных испытаний.

Исследования по указанным направлениям проводятся и в настоящее время, о чем свидетельствует большое количество современных публикаций и их обобщение в монографиях [15-18]. Из этого можно предположить о наличии ряда научно-технических проблем, в том числе фундаментального характера, которые были выявлены в процессе проведения испытаний демонстраторов.

Учитывая актуальность тематики создания высокоскоростных летательных аппаратов и силовых

установок для них, задачей настоящей работы являлось проведение аналитического обзора материалов для текущего времени.

Учитывая ограниченность и возможную искаженность публикуемой за рубежом информации, работа содержит некоторое обобщение и краткий анализ современных тенденций разработки аэрокосмических двигателей.

2 Высокоскоростные летательные аппараты с воздушно-реактивной силовой установкой

Последнее время, помимо создания высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) с продолжительным аэробаллистическим участком траектории полета, в зарубежных странах сделан упор на создание демонстраторов летательных аппаратов с комбинированной силовой установкой (КСУ) для многоразовых ВЛА горизонтального взлета и посадки [18].

Имеется информация о создании демонстратора самолета Quarterhorse [19] разработки компании Hermeus (США) на углеводородном топливе. Предполагается, что такой самолет будет способен летать с максимальной скоростью, соответствующей полетному числу Маха M = 5 на расстояния до 7400 км.

Другим гиперзвуковым самолетом, разрабатываемым в США, является SR-72 с максимальной скоростью полета в пять раз превышающей скорость звука [20]. Предполагается, что двигатель будет работать на углеводородном топливе. Разработчик (Lockheed Martin) предлагает использовать схему двигателя с параллельно расположенными ТРД и двухрежимным ПВРД/ГПВРД.

По всей видимости, направление создания гиперзвукового беспилотного самолета в США является одной из приоритетных. На это указывают работы, проводимые компанией Boeing параллельно разработкам Lockheed Martin [21]. Представленная на выставке AIAA SciTech модель компании Boeing демонстрирует схожесть концепции и уровень достигаемых скоростей проекту самолета SR-72.

По данным [22] в США также развивают многоцелевую платформу с уникальными летно-техническими характеристикам в программе Mayhem. На ранних стадиях компания Leidos (США) планируют создать беспилотный демонстратор технологий.

В Европе достаточно продолжительное время разрабатывался двигатель SABRE для космолета Skylon. Разработку возглавляла британская компания Reaction Engines Limited. Этот двигатель предназначен для работы как в атмосфере, так и за ее пределами. Для этого при полете в атмосфере в качестве окислителя используется воздух, а при высоте более 50 км – жидкий кислород, хранящийся на борту. Двигатель SABRE [23] включает несколько основных контуров, размещенных в едином корпусе.

Несколько похожая на КСУ самолета Quarterhorse концепция с предварительным охлаждением воздуха после ВЗУ для надлежащей работы ТРД на водороде при полете с максимальной скоростью, соответствующей числу Маха M=5, используется в проекте Японского агентства аэрокосмических исследований (JAXA) [24]. Этот проект активно разрабатывается уже второе десятилетие, однако отрабатываемые в нем технологии не потеряли своей актуальности для зарубежных исследователей.

Одним из интересных исследовательских проектов является гиперзвуковой самолет Delta Velos [25] разработки австралийской компании Hypersonix Launch Systems. Delta Velos является второй ступенью авиационно-космической системы для вывода полезной нагрузки на околоземную орбиту. По заявлениям разработчиков, ожидается что максимальная скорость внутриатмосферного полета Delta Velos составит до 12 М. Особенностью этого самолета является наличие водородного ГПВРД Spartan.

При этом также следует отметить, что в европейских странах продолжаются работы в рамках проектов ZEHST (разрабатывает европейский концерн EADS [26]) и STRATOFLY (создается коллаборацией научных центров и университетов Европейского Союза [27]). Основное направление в этих проектах связано с созданием сверхзвукового/гиперзвукового пассажирского авиалайнера.

В проекте ZEHST предполагается, что двигательная установка будет состоять из двух ТРД, ракетных разгонных блоков и двух прямоточных двигателей. При этом ТРД будут применяться для старта с аэродрома и разгона самолета до скоростей около 0.8 М. Дальнейший разгон самолета до скорости около 2.5 М будет осуществляться ракетными ускорителями. После этого два расположенных под крыльями прямоточных двигателя обеспечат доразгон самолета и полет на маршевой скорости до 4 М.

Работы в рамках проекта STRATOFLY направлены на исследования проблем, связанных с работой ГПВРД, шумом и воздействием на окружающую среду гиперзвукового летательного аппарата, проектирование облегченных и теплостойких конструкций.

В Китае ведутся работы по ЛА MD22 [28]. Аналитики утверждают, что MD22 сможет развивать скорость до 7 М.

Актуальным направлением разработок на сегодняшний день также является развитие силовых установок на основе двигателей с детонационным

горением. При этом, если приблизительно до начала 2010-х значительный интерес представляли двигатели с продольно-пульсирующей детонацией, то к настоящему времени фокус работ сместился к двигателям с непрерывно-детонационным горением (Rotating Detonation Engine – RDE). Как правило, такие двигатели имеют кольцевую камеру сгорания с центральным телом, а горение происходит преимущественно в одной или нескольких детонационных волнах, движущихся непрерывно в тангенциальном направлении.

Детонационное горение может применяться как в жидкостных ракетных (ЖРД), так и в воздушно-реактивных двигателях (ВРД). В обоих случаях горючее подаётся непрерывно по всей длине окружности кольцевой камеры. Проекты детонационных ЖРД различного назначения существуют во многих странах, но в настоящее время достоверно не известно из открытых источников о серийных детонационных жидкостных ракетных двигателях. Однако в 2021 году Японским аэрокосмическим агентством JAXA были проведены впервые лётные испытания детонационного ЖРД в космосе [29].

В ВРД, детонационные камеры, рассматриваются, как правило, в качестве основной или форсажной камеры сгорания турбореактивного двигателя или камеры сгорания прямоточного двигателя. В первом случае особого внимания требует исследование влияния высокоамплитудных колебаний давления на течение в турбине и компрессоре, что хорошо показано в [30]. В данной работе приводятся результаты стендовых испытаний серийного турбовального ВРД, в котором стандартная камера сгорания замещена детонационной.

Детонационные камеры могут быть также использованы в составе комбинированных силовых установок (КСУ). Характерными примерами являются прототипы двигателей, разрабатываемые в рамках проектов сверхзвуковых пассажирских самолётов «Venus Detonation Ramjet 2000 lb Thrust Engine» [31] компании Venus Aerospace (США) и «Yunxing» [32] компании Sichuan Lingkong Tianxing Technology Co., Ltd. (КНР). В обоих случаях крейсерская скорость соответствует M=4, а детонационные камеры входят в состав КСУ как ЖРД, а не ВРД.

Как правило, детонационные камеры разрабатываются для жидких и газообразных топлив, но возможна организация детонационного горения и в ракетно-прямоточном двигателе на твёрдом топливе. В [33] приведены результаты эксперимента, в котором продукты генерации и синтетический воздух поступали в детонационную камеру дожигания.

3 Заключение

В результате выполненной работы можно сделать следующие выводы.

1. Большой объем разработок в США, КНР и других странах ведется в направлении создания комбинированной силовой установки, обеспечивающей самостоятельный взлет самолета и полет с гиперзвуковой скоростью около 5 М.
2. В зарубежных развитых странах ведутся поисковые работы в части создания аэрокосмических систем и гиперзвуковых самолетов для скоростей внутриатмосферного полета до 10 М. Ожидается, что создание таких самолетов технологически станет возможным после 2050 года.
3. Активизируются проекты в различных направлениях по разработке двигателей с детонационным горением. Рассматриваются работы как с самостоятельным двигателем, так и в комбинации с другими вариантами двигателей, которые в перспективе смогут достигать и работать при скоростях на крейсерском режиме соответствующих числу Маха 6.

Список использованных источников

[1] Ronald S. Fry. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. Journal of propulsion and power. Vol. 20, No. 1, January–February 2004, 32 p.

[2] Arefyev K.Yu. Kukshinov N.V., Prokhorov A.N. Analysis of development trends of power-units for high-speed flying vehicles // Journal of Physics: Conference Series. - Volume 1147. - 2019. - P.1-15 (doi:10.1088/1742-6596/1147/1/012055).

[3] Shibin Luo, Yuhang Sun, Jun Liu, Xun Xie, Jiaqi Tian, Jiawen Song. Research status and development trend of air-breathing high-speed vehicle/engine integration, Aerospace Science and Technology, 2024.

[4] Авдуевский В.С., Галицейский Б.М., Данилов Ю.И.и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. Под общ. ред. Авдуевского В.С., Кошкина В.К. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.

[5] Cacciatore M., Rutigliano M. and Billing G.D. J. Thermophys. and Heat Transfer, 13:195-203, 1999.

[6] Лунев В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. М.: Машиностроение, 1975

[7] Sosounov V.A. Research and Development of Ramjets/Ramrockets. Part 1. Integral Solid Propellant Ramrockets // AGARD Lecture Series. 1994. P. 10–12.

[8] Ch.R. McClinton, “X-43 – Scramjet Power Breaks the Hypersonic Barrier Dryden Lectureship in Research for 2006”, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting

and Exhibit, Reno, Nevada, 9-12 January 2006, AIAA-2006-1.

[9] HyFly Overview September 2007.ONR-DARPA-Boeing-Aerojet, 2007.

[10] R.O. Foelsche, S.A. Beckel, A.A. Betti, G.T. Wurst, R.A. Charletta, and R.J. Bakos, “Flight Results from a Program to Develop a Freeflight Atmospheric Scramjet Test Technique”, 14th AIAA/AHI Space Planet and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Canberra, Australia, November 06-09, 2006, AIAA-2006-8119.

[11] J.M. Hank, J.S. Murphy, and R.C. Mutzman, “The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program”, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, April 28 – May 1, 2008, AIAA-2008-2540.

[12] F. Falempin, and L. Serre, “French Flight Testing Program LEA Status in 2009”, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, Germany, Oct. 19-22, 2009, AIAA-2009-7227.

[13] B. Rajinikanth, and T.K.G. Anavaradham, “Tip-to-End simulation of airframe integrated Scramjet engine”, 18th International Symposium on Air Breathing Engines, 2-7 September 2007, Beijing, China, ISABE-2007–1132.

[14] L. Jialing, L. Weixiong, H. Wei, H. Yuanyuan, and Zh. Zhonghua, “Aero-Propulsive Performance for Vehicle Model with CFD and Experiments”, 18th International Symposium on Air Breathing Engines, 2-7 September 2007, Beijing, China, ISABE-2007-1203

[15] Дегтярь В.Г., Сон Э.Е. Гиперзвуковые, летательные аппараты. Том 1. М.: Яиус-К, 2018. 984 с.

[16] Яновский Л.С., Арефьев К.Ю., Милехин Ю.М., Сорокин В.А., Гусев С.А., Воронецкий А.В., Разносчиков В.В., Суриков Е.В., Шаров М.С., Байков А.В., Абрамов М.А., Федотова К.В., Аверьков И.С. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на энергоемких конденсированных материалах. Под общей редакцией Л.С. Яновского. М.: Издательство ЦИАМ. 2020. 198 с.

[17] Ланшин А.И., Прохоров А.Н., Кукшинов Н.В., Арефьев К.Ю., Александров В.Ю., Гуськов О.В. Особенности расчетных исследований и экспериментальной отработки прямоточных ВРД на жидких и газообразных горючих. Под общей редакцией А.И. Ланшина. М.: Издательство ЦИАМ. 2020. 112 с.

[18] Ланшин А.И., Соколова О.В. Комбинированные силовые установки для многоразовых аэрокосмических аппаратов горизонтального взлета и посадки. Издательство ЦИАМ. 2024. 134 с.

[19] https://www.hermeus.com/quarterhorse

[20] https://www.lockheedmartin.com/

[21] https://en.topwar.ru/190913-v-ssha-prodemonstrirovali-model-giperzvukovogo-samoleta.html

[22] https://aviationweek.com/defense/aircraft-propulsion/leidos-wins-mayhem-hypersonic-demonstrator-contract

[23] Longstaff R., Bond A. / The SKYLON project // 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011, 10 p.

[24] Taguchi H, Sato T, Kobayashi H, Kojima T, Okai K, Fujita K and Ohta T 2005 Design study on a small pre-cooled turbojet engine for flight experiments (13th AIAA Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf. vol. 2005) (AIAA) p 3419,

[25] https://hypersonix.com.au/delta-velos-demonstrator/

[26] Defoort S., Serre L., Grenon R., Varnier J., Carrier G., Scherrer D., Narmada / ZEHST: environmental challenges for hypersonic passenger transport // 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2012

[27] Viola, N., Fusaro, R., Saracoglu, B. et al. / Main Challenges and Goals of the H2020 STRATOFLY Project. // Aerotec. Missili Spaz. 100, 95–110 (2021)

[28] https://www.china-arms.com/2024/03/md-22-china-hypersonic-uav-outpaces-us/]

[29] Matsuoka et al. Space Flight Demonstration of Rotating Detonation Engine Using Sounding Rocket S-520-31 // Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, Vol. 60 № 4. DOI:10.2514/1.A35401

[30] Fievson R. et al. Operation of a Fully Integrated Rotating Detonation Combustor in a T63 Gas Turbine Engine // Conference: ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. DOI: 10.1115/GT2024-122373

[31] https://www.venusaero.com/vdr2/

[32] https://aviationweek.com/aerospace/emerging-technologies/china-unveils-supersonic-yunxing-aircraft-family

[33] Wenbin Wu et al. Experimental research on solid fuel pre-combustion rotating detonation engine // Acta Astronautica № 205 (2023) p 258–266. doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.007

ОБЗОР ЗАРУБЕЖНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО РАЗРАБОТКЕ ПВРД ДЛЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ БПЛА

Е.В. Суриков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты обзора разработок прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) для малогабаритных летательных аппаратов, в качестве которых выступают активно-реактивные артиллерийские снаряды. Показано, что работы в данном техническом направлении идут широким фронтом и в кооперации разработчиков разных стран. Основное внимание направлено на создание дальнобойных управляемых снарядов калибром 155 мм. Они изначально проектируются как единое целое, с учётом особенностей ПВРД. Выполнен успешный этап предварительных лётных испытаний одной из конструкций и готовится к рассмотрению вопрос о запуске производства и закупке изделий.

REVIEW OF FOREIGN RESEARCH ON THE DEVELOPMENT OF RAMJET ENGINES FOR SMALL-SIZED UAV

E.V. Surikov
CIAM, Moscow, Russia

The results of a review of developments of ramjet engines (RAMJET engines) for small-sized aircraft, which are active-rocket artillery shells, are presented. It is shown that work in this technical area is proceeding on a broad front and in cooperation with developers from different countries. The main focus is on the creation of long-range guided projectiles of 155 mm caliber. They are initially designed as a single unit, taking into account the characteristics of RAMJET engines. A successful stage of preliminary flight tests of one of the structures has been completed and the issue of launching production and purchasing products is being prepared for consideration

1 Введение

Разработка зарубежных малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в виде активно-реактивных снарядов (АРС) с прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД) для артиллерийских орудий началась в середине тридцатых годов в Германии.

В 1936 г. с оригинальным проектом такого боеприпаса выступил доктор Вольф Троммсдорфф [1]. В основу проекта В. Троммсдорффа легли наработки группы учёных-газодинамиков под руководством Клауса Осватича. Были выполнены разработки и испытания ряда АРС в диапазоне калибров от 88 мм до 280мм.

В конце 1944 г. А. Липпиш и его коллеги по институту Luftfahrtforschungsanstalt Wien (LFW) также представили любопытную концепцию целого семейства из 8 вариантов АРС с ПВРД и разными особенностями их конструкции [2].

Использовалось жидкое или порошкообразное топливо. Хорошие характеристики позволял получить простейший угольный порошок – дешевое и доступное топливо. Изучались различные горючие жидкости. Не исключалась возможность создания комбинированной двигательной установки с компонентами на жидком и твёрдом топливе.

Однако даже самые успешные проекты А. Липпиша и В. Троммсдорффа не продвинулись дальше полигонных испытаний, и до внедрения АРС с ПВРД на практике не дошло. Идея АРС с ПВРД не получила поддержки и на несколько десятилетий фактически оказалась забыта.

2 Современное состояние работ

В послевоенный период на вооружении всех ведущих стран появились свои активно-реактивные снаряды. Это были изделия с ракетными двигателями на твёрдом топливе (РДТТ), простые снаряды с твердотопливными донными газогенераторами (ДГГ), комбинацией РДТТ и ДГГ, а также с частичным форсированием процесса в донной области за счёт окружающего воздуха [3].

Но идея использования прямоточных воздушно-реактивных двигатели не была полностью забыта.

На первом этапе разработок появились концепты неуправляемых дальнобойных АРС калибром 155 мм с твердотопливными ракетно-прямоточными двигателями (РПД) [4], рис. 1, и ПВРД на твёрдом топливе [5], рис. 2.

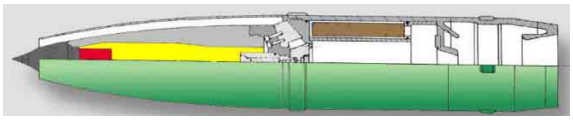


Рис. 1. Схема неуправляемого трёхрежимного АРС с РПД на твёрдом топливе [4]

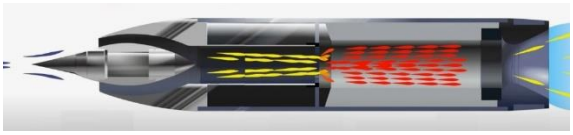


Рис. 2. Схема неуправляемого АРС с ПВРД на твёрдом топливе [5]

Важнейшим недостатком неуправляемых АРС с ПВРД (РПД) был естественный факт существенного увеличения разброса попадания снарядов по мере роста дальности их полёта, что было обусловлено появлением дополнительных факторов влияния на данный важный параметр со стороны новой конструкции.

В то же время, эффективность по дальности и высоте полёта АРС с ПВРД по сравнению с обычными снарядами, снарядами с ДГГ и с РДТТ и ДГГ, по данным, к примеру, компании Rheinmetall Denel Munition (RDM) [6, 7], показана на рис. 3 красной, ярко зелёной, синей и зелёной кривой, соответственно.

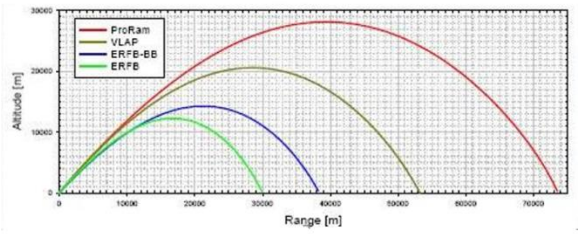


Рис. 3. Дальность и высота полёта АРС с ПВРД по сравнению с обычными снарядами и снарядами с РДТТ и ДГГ [6, 7]

Компания RDM (ЮАР) с филиалом в Израиле (компания Somchem) давно разрабатывает 155-мм артиллерийский АРС с ПВРД (РПД) и сотрудничает в данной области с компанией Northrop Grumman (США). Снаряд все ещё находится на стадии разработки, но RDM уже провела несколько тестовых испытаний.

Над подобным проектом также работают целый ряд зарубежных фирм и их объединений, в том числе, из разных стран.

На рис. 4 показан внешний вид 155 мм АРС с ПВРД марки VLRM-AB (Very Long Range Munition - Air Breather), разрабатываемых фирмой АТК (США). Кроме указанного калибра технологию собираются внедрить на АРС с калибрами 127 мм и 105 мм [8].

Видно, что снаряд, управляемый выдвижными рулями в головной части, имеет лобовой, сегментный воздухозаборник. Другие технические подробности не приводятся.

Рис. 4. Управляемые АРС марки VLRM-AB с ПВРД фирмы АТК (США) [8]

Команды, возглавляемые фирмами Raytheon и BAE Systems (США), работают над конкурирующими проектами. Round от Raytheon - это ещё один тип прямоточных реактивных двигателей калибром 155 мм, который компания разрабатывает в сотрудничестве с Нидерландской организацией прикладных научных исследований, также известной под голландской аббревиатурой TNO [9]. Внешний вид разрабатываемого управляемого АРС соответствует представленному на различных международных выставках варианту, рис. 5, где выдвижные рули располагаются на боковой поверхности, а воздухозаборник лобовой.

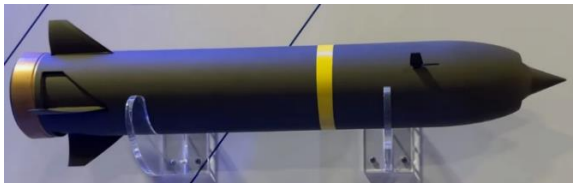


Рис. 5. Внешний вид управляемого АРС с ПВРД [9]

Сообщается также [10], что компания Northrop Grumman (США) провела успешные наземные испытания опытного ПВРД на твёрдом топливе (Solid Fuel RamJet - SFRJ), который компания разрабатывает для армии США. Являясь частью армейской программы артиллерийских снарядов большой дальности XM1155 (ERAP), двигатель предназначен для увеличения эффективной дальности стрельбы 155-мм артиллерийского снаряда до более 62 миль (100 км). Как и Raytheon, компания Northrop Grumman не приводит никаких конкретных подробностей о своей конструкции АРС с ПВРД.

В настоящее время появилась ограниченная информация применительно к разработке 152 мм АРС марки «Valac» с ПВРД на твёрдом топливе, рис. 6. Ожидается [11], что АРС с начальной массой 50 кг, полезной нагрузкой 6,5 кг и длиной 1250 мм будет выдерживать стартовую перегрузку в диапазоне от 15000 до 20000 g и достигать дальности до 280 км. К особенностям конструкции следует отнести размах выдвигаемых выдвижных рулей на боковой

поверхности, равный 350 мм, наличие электрического турбогенератора, приводимого от воздушной турбины, а также сбрасываемый конический участок воздухозаборника при подлёте к конечному участку траектории для активной работы оптической системы компании ARCLITE Precision (США).

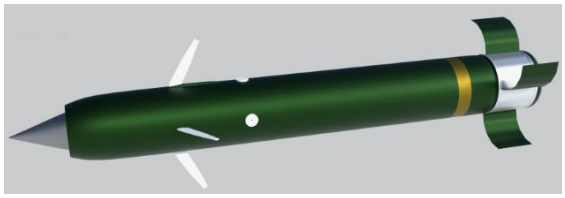


Рис. 6. Внешний вид управляемого АРС марки «Valac» с ПВРД на твёрдом топливе [11]

На текущий момент времени, наибольший практический успех достигнут в ходе разработки дальнобойного управляемого АРС с ПВРД на твёрдом топливе норвежской компанией Nammo в сотрудничестве с американской компанией Boeing [6. 12, 13], рис. 7.

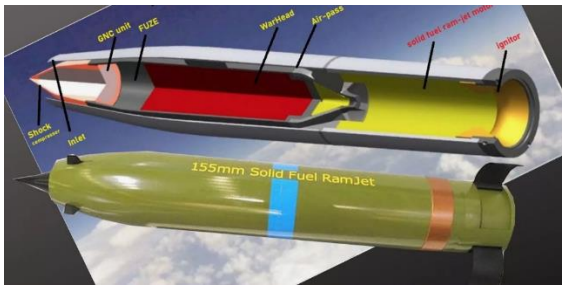


Рис. 7. Схема управляемого АРС с ПВРД на твёрдом топливе компаний Nammo и Boeing [12, 13]

Внешний корпус АРС [13] представляет собой металлическую оболочку, способную принимать на себя имеющиеся нагрузки и вмещающую прочие компоненты. Переднюю половину корпуса занимает цилиндрический внутренний корпус, головная часть которого оформлена в виде центрального тела воздухозаборника и выступает из снаряда. Между стенками двух корпусов оставлен промежуток, достаточный для прохождения воздуха, а также для его сжатия перед поступлением в двигатель. Двигатель располагается в хвостовой части снаряда и занимает чуть менее половины его длины. Заряд твёрдого топлива, выполнен в виде цилиндрической шашки с продольным каналом. Она помещается в хвостовой части корпуса, непосредственно у среза-сопла. Подвод атмосферного воздуха к твёрдому топливу обеспечивается кольцевым каналом между двумя корпусами. Топливо состоит из полимерной матрицы с энергетическим наполнителем в виде порошка алюминия. Для обеспечения требуемой баллистики и самовозгорания с горячим сжатым воздухом в топливе присутствует добавка окислителя в виде перхлората аммония.

К настоящему времени проект прошел ранние стадии стендовой отработки, и теперь проводятся испытательные стрельбы. Опытные снаряды демонстрируют расчётные характеристики и дают повод для положительных прогнозов.

Ожидается [11], что АРС с начальной массой 46,27 кг, временем работы ПВРД от 30 до 60 с, полезной нагрузкой от 8 до 10 кг и длиной 990 мм будет выдерживать стартовую перегрузку до 15000 g и достигать дальности, при скорости около 2,5 М, в диапазоне от 100 до 150 км. В ближайшее время должны пройти лётные испытания, после чего может решаться вопрос запуска производства и закупок.

Определённая ниша образовалась и для неуправляемых АРС. В основном, бронебойных и имеющих настильную траекторию высокоскоростного полёта с ограниченной дальностью.

Актуальность вызвана неудачными попытками реализации электромагнитного разгона снарядов при помощи рельсотронов [13, 14], накопители энергии у которых оказались весьма громоздкими (не менее 10 тн), а время цикла весьма длительное.

Появились внешние виды таких АРС как на твёрдом [15], рис. 8, так и на жидком (газообразном) топливе [16, 17], рис. 9. Технические подробности изделий в настоящее время отсутствуют, но опытные исследования проводятся.

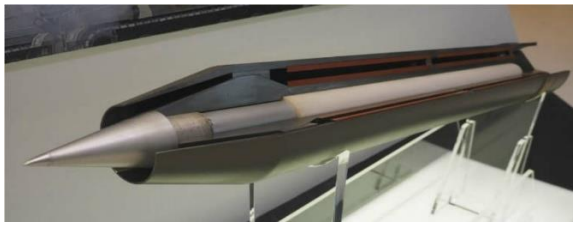


Рис. 8. Внешний бронебойного высокоскоростного АРС с ПВРД на твёрдом топливе [15]

Рис. 9. Внешний бронебойного высокоскоростного АРС с ПВРД на жидком (газообразном - этилен) топливе [16]

В целом, при анализе разработок АРС можно выделить основные перспективные направления их модернизации. Это увеличение дальности полёта за счёт использования эффективных ПВРД, применение

композитных материалов для облегчения конструкции, использование датчиков, изготовленных по технологиям микроэлектронных и механических систем (MEMS), для повышения точности и уменьшения габаритов, применения комбинированных навигационные систем вместо лазерного наведения, усовершенствование полезной нагрузки.

3 Заключение

По результатам приведенного обзора зарубежных разработок по применению прямоточных воздушно-реактивных двигателей в конструкциях АРС можно отметить, что работы в данном техническом направлении идут широким фронтом и при обширном сотрудничестве компаний разработчиков. АРС сразу проектируются со значительной долей технического риска как единое целое с учётом особенностей ПВРД. Используются высокоэффективные лобовые воздухозаборники. Предпочтение отдано схеме ПВРД (без газогенератора), обладающей свойством авторегулирования при изменении высоты и скорости полёта. Основное внимание направлено на создание дальнобойных управляемых АРС калибром 155 мм. Предполагается, что в скором времени может рассматриваться вопрос о запуске производства и закупках изделий.

Список использованных источников

[1] Активно-реактивные снаряды В. Троммсдорффа (Германия). Интернет ресурс: https://topwar.ru /165108-aktivno-reaktivnye-snarjady-vtrommsdorffa-germanija.html?ysclid=m8p9e0nejy680993529. Дата обращения 26.03.2025.

[2] Активно-реактивные снаряды с прямоточными двигателями конструкции А. Липпиша (Германия). Интернет ресурс: https://topwar.ru /163751-aktivno-reaktivnye-snarjady-s-prjamotochnymi-dvigateljami-konstrukcii-a-lippisha-germanija.html?ysclid=m8pah92o2q183822600. Дата обращения 26.03.2025.

[3] В.Е. Смирнов, И.Е. Никитина, Л.А. Розанов. Основы проектирования активно-реактивных снарядов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем на твёрдом топливе. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, - 329 с.

[4] Схема АРС с РПД. Интернет ресурс: https://avatars.mds.yandex.net/i?id=c9b592c109c1c87d63a3d6669e011e51_l-5531182-images-thumbs&n=13 Дата обращения 28.03.2025.

[5] Схема АРС с ПВРД. Интернет ресурс: https://avatars.mds.yandex.net/i?id=c9b592c109c1c87d63a3d6669e011e51_l-5531182-images-thumbs&n=13 Дата обращения 28.03.2025.

[6] Активно-реактивный снаряд Boeing-Nammo Ramjet 155 проходит испытания. Интернет ресурс: https://topwar.ru/200334-aktivno-reaktivnyj-snarjad-boeing-nammo-ramjet-155-prohodit-ispytanija.html?ysclid=m8p2hepv6d267944208 Дата обращения 26.03.2025.

[7] В. Русинов Состояние и перспективы развития 155-мм боеприпасов полевой артиллерии за рубежом. Зарубежное военное обозрение, 2002, № 3.- С. 24–29

[8] VLRM-AB for 155 mm artillery provides the U.S. Army with extended – range fire capability, precision, and lethality. Интернет –ресурс: http: // wap.vko.forum24.ru/?1-3-0-00000220-000-10001-0 www.empi-inc.com/ Дата обращения 31.03.2025.

[9] Стартовала разработка артиллерийского снаряда с ПВРД. Интернет ресурс: https://www.techinsider.ru/ weapon/news-579804-startovala-razrabotka-artilleriyskogo-snaryada-s-pvrd/ Дата обращения 31.03.2025.

[10] Испытания ПВРД. Интернет ресурс: http: // www.army-technology.com/news/nortrop-grumman-solid-fuel-ramjet-tests-us-army/ Дата обращения 31.03.2025.

[11] 152 mm “Valac” Guided Artillery Round. Интернет ресурс: https://www.deviantart.com/stealthflanker/ art/Valac-152-834694488 Дата обращения 28.03.2025.

[12] Белкин В.С., Соколова Н.С. Высокоточные управляемые боеприпасы армейской артиллерии. Авиационные системы (научно-технический журнал), 2023, № 1, с. 32 – 52.

[13] This Is A Ramjet Artillery Shell Right As It’s Fired Out Of A Howitzer. Интернет ресурс: http: // www.thedrive.com/the-war-zone/this-is-a-ramjet-artillery-shell-right-as-its-fired-out-of-a-howitzer Дата обращения 31.03.2025.

[14] Ю. Кузьмин. Основные направления повышения огневой мощи образцов бронетанкового вооружения и техники сухопутных войск США. Зарубежное военное обозрение, 2017, № 5. - С. 43-47.

[15] Внешний вид неуправляемого бронебойного АРС на твёрдом топливе. Интернет ресурс: https://ya.ru/images/search?pos=0&img_url =https%3A%2F%2Fsites.wrk.ru%2Fsites%2Fcom%2Fch%2Fchosun%2Fbemil%2Fimg%2Fnbrd%2Fdata%2F10008%2Fupfile%2F201906%2F2019062117101781771.jpg&text=Norton+grumman+Solid+Fuel+RamJet&source=serp&lr=213&rpt=simage Дата обращения 25.03.2025

[16] Внешний вид неуправляемого бронебойного АРС на газообразном топливе. https://i.pinimg.com/ originals/96/c3/ef/96c3ef349abae0b35b6d98b44ff16745.jpg Дата обращения 31.03.2025

[17] Патент США, № 7051659 B2. Опубликован 30.05 2006 г.

ТЕРМОСТОЙКИЕ ПОЛИМЕРНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ СЭНДВИЧ-ПАНЕЛЕЙ ГОРЯЧИХ ЗОН БЕСКОМПРЕССОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.С. Аншин[1], А.В. Пузанов[1,2], В.А. Дьяконов[1], А.А. Политико[1], Д.Н. Губанов[1], М.А. Мезенцев[3], И.И. Пономарев[4]

[1] АО «Композит», Королев,
[2] НИТУ МИСИС, Москва
[3] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
[4] ИНЭОС РАН, Москва

Представлены предложения по использованию материалов на основе термостойких полимерных связующих для создания конструкций из сэндвич-панелей эксплуатирующихся при высоких (до 300 °С) температурах. Рассмотрены материалы для обшивок панели, легковесный заполнитель и защитное покрытие. Проведены исследования полимеров на основе термостойких связующих и соответствующих композиционных материалов на стойкость к длительному термоокислительному старению при высоких температурах.

HEAT RESISTANT POLYMERIC MATERIALS FOR SANDWICH-STRUCTURED COMPOSITES OF HIGH TEMPERATURE ZONES OF THE RAMJETS

V.S. Anshin[1], A.V. Pyzanov[1,2], V.A. Dyakonov[1], A.A. Politiko[1], D.N. Gubanov[1], M.A. Mezentsev[3], I.I. Ponomarev[4]

[1] JSC “Kompozit”, Korolev, Russia
[2] NUST MISIS, Moscow, Russia
[3] CIAM, Moscow, Russia
[4] INEOS RAS, Moscow, Russia

Suggestions for using of materials based on the heat resistance resins to create sandwich-structured composites used at high temperature (below 300 °C) are shown. Materials for the face sheets, the core and the protective coating are considered. Researches of the polymers based on the high temperature resins and corresponding composite materials on durability to long-term thermo-oxidative aging at high temperature have been conducted.

1 Введение

Полимерные композиционные материалы широко применяются в изделиях авиационной и ракетно-космической техники. Они позволяют снизить массу, повысить прочность и жесткость конструкций. Важное место среди них занимают сэндвичевые конструкции, которые позволяют существенно сократить массу при сохранении высокой жесткости получаемого изделия. Перспективным направлением развития сэндвичевых конструкций является увеличение температур их эксплуатации, что актуально для горячих зон летательных аппаратов.

С увеличением температуры, в условиях кислородсодержащей атмосферы, начинают проявляться эффекты старения полимерной части композиционного материала. Скорость этого старения зависит как от внешних факторов (температуры и парциального давления кислорода в атмосфере), так и от структуры композиционного материала [1] и природы полимерного связующего [2]. Эффекты старения для композитов на основе эпоксидных связующих проявляются уже при температурах порядка 120 °С и временах старения от 10 000 часов и значительно ускоряются при температурах 170 °С [3]. В качестве полимерной основы, стойкой к термоокислительному старению, были исследованы цианатэфирные (в том числе фенолтриазиновые) [4-6], бисмалеимидные [7, 8], фталонитрильные [9-11] связующие. Однако наибольшее значение для высокотемпературного применения имеют полиимидные связующие, изучению термостабильности которых посвящено множество работ [1, 3, 12-14]. Они являются основным видом связующих для долговременного применения (сотни, тысячи часов ресурса) при температурах выше 220 °С.

В рамках данной работы предложены материалы пригодные для длительной эксплуатации при температурах до 300 °С, которые могут быть применены в сэндвичевых конструкциях. Проведены

эксперименты по длительному термоокислительному старению полимеров и композитов по результатам, которых можно оценить ресурс материалов.

2 Длительное термоокислительное старение композитов на основе термостойких связующих

В ходе работы провели длительное термоокислительное старение композитов на основе различных видов термостойких связующих. Результаты представлена на рисунке 1. Отметим, что даже небольшая глубина прохождения реакций термоокислительной деструкции (0,1 и более) может существенно сказываться на механических свойствах композиционных материалов. Полученные данные показывают, что уже при температуре 300 °С исследованные полимеры имеют недостаточную термоокислительную стабильность для эксплуатации в течение 500 часов. Исключением является полиимидное связующее, которое практически не подверглось деградации (степень превращения не более 0,05 при температуре 300 °С и экспозиции 500 ч).

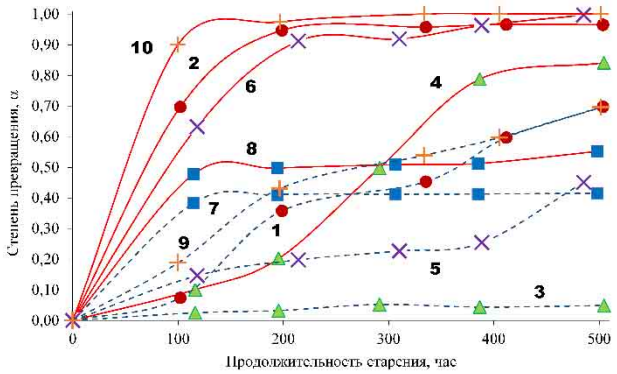


Рис. 1. Зависимость степени превращения реакций термоокислительной деструкции полимерной фазы от продолжительности старения углепластиков на основе различных связующих. 1, 2 – фталонитрильное PN350; 3, 4 – полиимидное; 5, 6 – бисмалеимидное SB332; 7, 8 – кремнийорганическое КМ-9К; 9, 10 – фенолтриазиновое (ГосНИИОХТ). Температуры термостарения 300 (пунктирная линия) и 350 °С (сплошная линия), соответственно.

Новое полиимидное связующее, полученное в АО «Композит», представляет собой полимеризационное связующее с фенилэтинильными концевыми группами (аналог PMR PETI). Температура стеклования отвержденного полимера 411°С. В связи с высокой окислительной стойкостью, в дальнейшем оно выбрано как основа для получения углепластика и легковесного заполнителя для материалов длительно эксплуатирующихся при температурах до 300 °С.

Сложность переработки является одним из недостатков полиимидных связующих. Ранее [5, 6] было проведено длительное старение фенолтриазиновых полимеров и показана стойкость данного типа полимера до температур порядка 250 °С. При этом, как показано на рисунке 1, длительная стойкость других полимеров (фталонитрильных и бисмалеимидных) отличается незначительно, при этом фенолтриазиновое связующее имеет более простую технологию переработки. В связи с этим, нами предлагается использование данного типа связующего в материалах применяющихся при температурах до 250 °С. Температура стеклования отвержденного фенолтриазинового полимера превышает 400 °С.

3 Композиционный материал для обшивок

На основе полиимидного связующего и фенолтриазинового получены угле- и стеклопластики. Первые могут использоваться для изделий конструкционного назначения, а вторые для изделий радиотехнического назначения. Углепластик (ортотропная укладка) на основе полиимидного связующего имеет прочность при растяжении 1000 и 800 МПа при температурах 20 и 400 °С соответственно. Температурный коэффициент линейного расширения $0{,}74 \cdot 10^{-6}$ $К^{-1}$ в температурном диапазоне 20-380 °С.

Прочность при растяжении углепластика (ортотропная укладка) на основе фенолтриазинового связующего составила 1100 и 900 МПа при температурах 20 и 300 °С, соответственно. Представленные данные приведены до старения.

4 Термостойкий легковесный заполнитель

Широко используемые полимерные пены (поливинилхлоридные, полиакрилимидные и т.п.) не могут долговременно использоваться при температурах более 100-150 °С. В качестве термостойких заполнителей возможно применение сотовых заполнителей на основе полиимидных связующих или алюминия. Однако они не всегда доступны, а создание радиопрозрачных изделий на основе алюминиевых заполнителей невозможно. Альтернативой могут стать сферопластики пониженной плотности [15, 16]. Получены материалы с плотностью от 180 до 300 кг/м^3 на основе различных связующих – эпоксидном, полиимидном, фенолтриазиновом. Данные материалы отличаются стойкостью к высоким температурам, геометрической стабильностью и простотой механической обработки. Низкая диэлектрическая проницаемость позволяет получать конструкции радиотехнического назначения.

Проведено длительное термоокислительное старение материалов в течение 500 часов. Показано, что сферопластики на основе полиимидного связующего показывают достаточную стойкость при

температуре 250 °С и могут применяться в сэндвич конструкциях работающих в данных условиях. Для температур 300 °С рекомендуется использовать сотовые заполнители.

На рисунке 2 представлен внешний вид разработанных сферопластиков.

а *б*

Рис. 2. Внешний вид сферопластиков пониженной плотности на основе полиимидного (*а*) и фенолтриазинового (*б*) связующего.

5 Термостойкое защитное покрытие

Внешние слои углепластика воспринимают наибольшее воздействие внешних факторов и требуют усиленной защиты. Полиимидам свойственна низкая стойкость к влаге, поэтому в качестве защитного покрытия предлагается использование полинафтоиленбензимидазолов. Данные полимеры представляют собой термостойкие продукты, имеющие очень схожие с полиимидами условия переработки и коэффициенты теплового расширения (КЛТР). В данной работе был исследован полимер на основе 3,3’,4,4’-тетрааминодифенилового эфира (ПНБИ-О) [17] строения, представленного на рисунке 3.

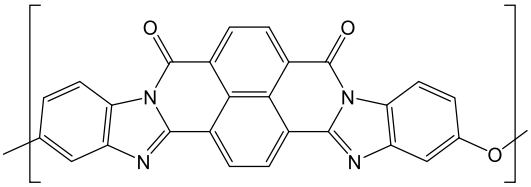


Рис. 3. Химическое строение ПНБИ-О

Проведено длительное термоокислительное старение пленок на основе ПНБИ-О. Результаты представлена на рисунке 4. Скорость реакций термоокислительного старения при 300 °С сопоставима со старением полиимидных полимеров.

При старении пленок ПНБИ-О отсутствует появление микротрещин, пленка сохраняет стабильность своей формы. Потеря массы осуществляется путем постепенного и равномерного удаления продуктов реакции с поверхности пленки, вплоть до полного разрушения полимера. Если покрытие на основе этого полимера, нанесенное на полиимидный углепластик, будет полностью израсходовано на реакции деструкции, оно может быть восстановлено.

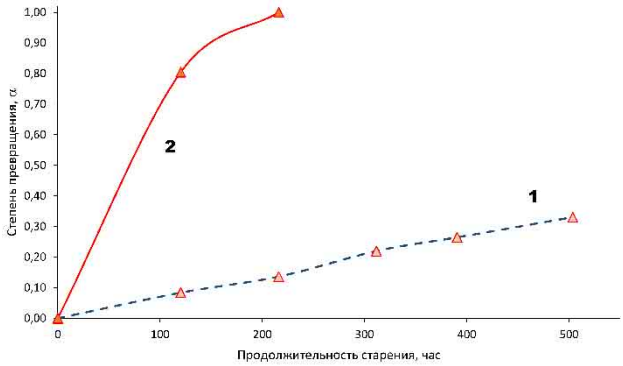


Рис. 4. Зависимость степени превращения реакций термоокислительной деструкции пленок ПНБИ-О от времени для температур 300 (**1**) и 350 °С (**2**).

6 Заключение

Предложены материалы для сэндвичевых конструкций эксплуатирующихся при высоких температурах. В качестве материала обшивок предложено использовать углепластик на основе полиимидного связующего полимеризационного типа (температуры до 300 °С), либо на основе фенолтриазинового связующего (температуры до 250 °С). В качестве легковесного заполнителя рассмотрены сферопластики пониженной плотности. Сферопластик на основе полиимидного связующего может длительно использоваться до температур 250 °С, для более высоких температур предпочтительно использование термостойких сотовых заполнителей. Предложено наносить на поверхность обшивок термостойкое защитное покрытие на основе полинафтаиленбензимидазолов, которое обладает достаточной термоокислительной стойкостью, невысоким КЛТР и стойкостью к механическим воздействиям. Также возможно восстановление покрытия в ходе эксплуатации.

В ходе дальнейших исследований предполагается отработка технологии изготовления термостойких сэндвичевых конструкций с проведением их испытаний на длительное термоокислительное старение.

Список использованных источников

[1] V.I. Petkov, R. Joffe, P. Fernberg. Thermal oxidative aging of satin weave and thin-ply polyimide composites // Polymer composites 2022; 43: pp. 2615-2627.

[2] T. Tsotsis. Thermo-oxidative aging in composites // Chapter in book Aging of composites. Cambridge: Woodhead Publishing, 2008. pp. 130-159.

[3] J.R. Kerr, J.F. Haskins. Time-temperature-stress capabilities of composite materials for advanced supersonic technology application // NASA Technical report GDC-MAP-80-001, 1980.

[4] E. Fiamegkou, E. Kollia, A. Vavouliotis, et al. The effect of thermo-oxidative aging on carbon fiber reinforced cyanate ester composite. // Journal of Composite Materials 2014; 49: pp. 3241 - 3250.
[5] В.С. Аншин, В.А. Дьяконов, Г.О. Зелененко, Е.С. Назаров. Длительное термоокислительное старение фенолтриазиновых полимеров // Известия КБГУ. 2025. 15. №1, с. 31-36.
[6] A. Tsiamis, R.J. Iredale, R. Backhous, et al. Liquid processible, thermally stable, hydrophobic phenolic-triazine resin for advanced composite applications // ACS Applied Polymer Materials. 2019. 1, pp. 1458 – 1487.
[7] L. Xinying, W. Rongguo, L. Wenbo, et al. Effect of thermal-oxidation aging on carbon fiber-bismaleimide composite // Pigment and Resin Technology. 2012; 41: pp. 34-41.
[8] M. Akay, G.R. Spratt. Evaluation of thermal ageing of a carbon fibre reinforced bismaleimide // Composites Science and Technology. 2008; 68: pp. 3081-3086.
[9] X. Yang, K. Li, M. Xu, et al. Significant improvement of thermal oxidative properties in phtalonitrile GFRP composites by introducing microsilica as complementary reinforcement. // Composites Part B. 2018; 155: pp. 425-430.
[10] M.L. Warzel, T.M. Keller. Tensile and fracture properties of a phthalonitrile polymer. // Polymer. 1993; 34: pp. 663-666.
[11] V.E. Terekhov, O.S. Morozov, E.S. Afanaseva, et al. Florinated phtalonitrile resins with improved thermal oxidative stability. // Mendeleev Communication 2020; 30: pp. 671-673.
[12] K.J. Bowles, D. Jayne, T.A. Leonhardt. Isothermal aging effects on PMR-15 resin // NASA Technical memorandum 105648, 1992.
[13] K.J. Bowles, G. Nowak. Thermo-oxidative stability studies of Celion 6000/PMR-15 unidirectional composites, PMR-15, and Celion 6000 fiber // Journal of Composite Materials 1988; 22: pp. 966-985.
[14] Y. Kubota, T. Furuta, Y. Ishida, et al. Long-term thermal stability of addition-type polyimide resins derived from pyromellitic dianhydride, 2-phenyl-4,40-diaminodiphenyl ether, and 4-phenylethynylphtalic anhydride // High Performance Polymers 2017; 22: pp. 966-985.
[15] В.С. Аншин, А.А. Политико, А.В. Пузанов. Сферопластики пониженной плотности для изготовления изделий из полимерных композиционных материалов // XXIII международная научно-техническая конференция «Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов» (г. Обнинск, 16-18 октября 2024 г.), ГНЦ РФ «Технология, 2024. с. 288.
[16] V.S. Anshin, V.A. Dyakonov, A.A. Politiko, A.V. Pyzanov. Syntactic Foams with Low Dielectric Permittivity // 9th All-Russian Microwave Conference (RMC) (Moscow, 2024), IEEE, 2024. pp. 256-260.
[17] I.I. Ponomarev, I.A. Ronova, S.V. Lindeman, A.L. Rusanov, S.V. Vinogradova, Yu.T. Struchkov, The effect of the isomeric composition on the equilibrium rigidity of polynaphthoylenebenzimidazoles (in Russian) // Polymer Science. - Ser. A. 1992. 34. №4, pp. 123–129.

ВЛИЯНИЕ ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫХ ПОЛИДИСПЕРСНЫХ ПРОДУКТОВ ГОРЕНИЯ НА ВНУТРЕННЮЮ ПОВЕРХНОСТЬ ВЫХОДНЫХ СОПЛОВЫХ ВТУЛОК ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ

Е.В. Суриков, М.С. Шаров, О.М. Алексеева, П.А. Коломенцев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Выполнены экспериментальные исследования по влиянию высокоэнтальпийных полидисперсных продуктов горения на внутреннюю поверхность выходных модельных и натурных сопловых втулок, обеспечивающих стабильность расхода продуктов сгорания и независимость режима работы от условий окружающей среды, для газогенераторов на энергетических конденсированных материалах. Установлено, что изменение геометрических размеров натурных сопловых втулок, изготовленных из графита, связано как с налипанием содержащейся в потоке конденсированной фазы, так и с уносом углеродного материала с поверхности. На внутренней поверхности модельных сопловых втулок из УУКМ толщина шлаковых отложений оказалась меньше, чем при использовании для изготовления втулок графита. Для натурных втулок, изготовленных из материала марки ВД-МП (W – 18 % Cu), обнаружено отсутствие зашлаковки рабочей поверхности в результате проявления эффекта выноса меди на поверхность из приповерхностных слоёв материала, что необходимо учитывать при прогнозировании ресурса работы готовых изделий из рассматриваемого материала.

EFFECT OF HIGH-ENTHALPY POLYDISPERSE COMBUSTION PRODUCTS ON THE INNER SURFACE OF THE OUTLET NOZZLE SLEEVES OF GORENJE GENERATORS

E.V. Surikov, M.S. Sharov, O.M. Alekseeva, P.A. Kolomentsev
CIAM, Moscow, Russia

Experimental studies have been carried out on the effect of high-enthalpy polydisperse combustion products on the inner surface of the output model and full-scale nozzle bushings, ensuring the stability of the combustion product flow rate and the independence of the operating mode from environmental conditions for gas generators gorenje condensed materials. It has been established that the change in the geometric dimensions of full-scale nozzle sleeves made of graphite is associated both with the adhesion of the condensed phase contained in the flow and with the removal of carbon material from the surface. The thickness of the slag deposits on the inner surface of the model nozzle bushings made of carbon-carbon composite material turned out to be less than when graphite was used for the manufacture of bushings. For full-scale bushings made of W–Cu pseudo alloy (W – 18% Cu), the absence of slagging of the working surface was found as a result of the effect of copper removal to the surface from the surface layers of the material, which must be taken into account when predicting the service life of finished products made of the material in question.

1 Введение

Газогенераторы, работающие на энергетических конденсированных материалах (ЭКМ), получили широкое распространение в самых разнообразных областях современной техники. Они используются для утилизации отходов, наддува ёмкостей и оболочек, раскрутки турбомашин, аварийного пожаротушения, получения газообразного или полидисперсного рабочего тела и т. д.

Можно выделить две основные группы газогенераторов. Это газогенераторы с непрерывным или периодическим подводом в камеру сгорания компонентов (горючих, окислительных) и с автономным снаряжением компонентов внутри камеры сгорания.

В свою очередь, у газогенераторов с автономным снаряжением могут быть как окислительные и горючие составляющие, так и саморазлагающиеся под воздействием инициирующего импульса вещества.

Имеются общие для всех составов требования, вытекающие из особенностей работы газогенератора. Это требуемая температура получаемой среды, отсутствие или ограничение в продуктах газогенерации агрессивных составляющих, способных вызывать коррозию узлов исполнительных агрегатов, отрицательный кислородный баланс получаемых газов [1]. В то же время, продукты газогенерации могут содержать как компоненты с энергетическим потенциалом для дальнейшего процесса дожигания, так и служить в качестве рабочего тела, не подвергающегося химическим превращениям в другие

продукты. Как правило, в процессе работы газогенераторов с автономным снаряжением обеспечивается независимость рабочего процесса от внешней среды. Для этого на его задней крышке размещаются выходные сопловые втулки, в минимальном сечении которых реализуется трансзвуковая скорость истечения

В результате незавершенности химических реакций в продуктах газификации нередко имеет место повышенное содержание твёрдых частиц. Часто в продуктах газификации содержится сажа (углерод), которая не оказывает заметного эрозионного воздействия на узлы и отдельные элементы газогенератора или исполнительного механизма. Но в случае наличия в продуктах газификации металлоидных [2] и, особенно, металлических частиц степень эрозионного износа элементов конструкции может значительно возрастать. Требуется изучение данного процесса применительно, в первую очередь, к сопловым втулкам.

2 Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования выполнялись в два этапа. Вначале на модельном газогенераторе исследовались сопловые втулки производства ПАО «АК «Рубин» [3], рис. 1.

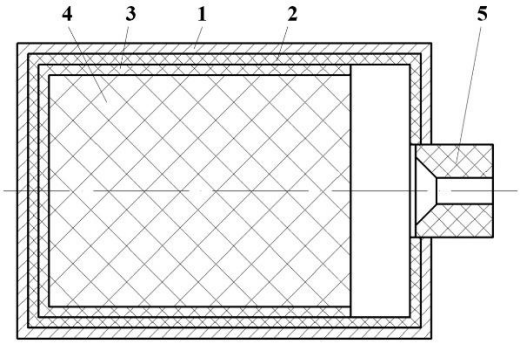


Рис. 1. Модельный газогенератор

На рисунке 1 введены следующие обозначения: 1 – корпус газогенератора; 2 – теплозащитное покрытие; 3 – бронировка; 4 – энергоконденсированный материал; 5 – объект испытаний (сопловая втулка)

Продукты газогенерации имели сложный химический и фазовый состав и содержали конденсированную фазу, доля которой превышает 50 %. С одной стороны, она оказывает термическое, химическое и эрозионное воздействие на внутреннюю поверхность втулок, способствуя увеличению их диаметра. С другой стороны, продукты газогенерации могут налипать и осаждаться на поверхности теплообмена и приводить к уменьшению диаметра выходных втулок. Данные явления особенно чувствительны при малых размерах диаметров выходных втулок.

При применении ЭКМ с температурой газогенерации около 1500 К при содержании конденсированной фазы в полидисперсном потоке около 57%, по массовой доле, скорость горячего полидисперсного потока в критическом сечении соплового отверстия составляла около 700 м/с.

Выявлен как общий тренд увеличения закоксовки критического сечения сопловых вкладышей из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) марок АДФ и ДФП, так и при увеличении времени работы газогенератора. В среднем, при увеличении времени работы от 16 с до 42 с диаметр критического сечения сопловых изменился на величину от минус 6,18 % до минус 8,3 % и, соответственно, наблюдался рост среднего давления в полости газогенератора.

Использование образцов исследуемых УУКМ с пироуплотнением привело к значительному увеличению зашлаковки сопловых вкладышей.

При близких параметрах работы газогенератора в ходе двух испытаний с вкладышами из исследуемых УУКМ были проведены 2 испытания при использовании вкладышей из графита. Сравнение с результатами испытаний с применением графитовых вкладышей показало, что зашлаковка диаметра критического сечения сопловых вкладышей из УУКМ меньше, в среднем, на значение, равное около 6 %.

Второй этап исследований был связан с конструкцией газогенератора натурных размеров [4].

Из-за конструктивных особенностей газогенератора сопловые вкладыши получились достаточно длинными по отношению к внутреннему диаметру (около 3,5 калибров). Для изготовления втулок натурного размера первоначально был использован графит марки МПГ-7. Он показал хорошую термоэрозионную стойкость выходных втулок, но не решил проблему зашлаковки тракта втулки конденсированной фазой.

Образцы для исследований были получены в результате их продольного разлома.

Исследования структуры, элементного и фазового состава поверхности и приповерхностного слоя образцов сопловых вкладышей натурного размера осуществлялись в следующей последовательности:

- определение геометрических размеров втулок после испытаний;

- анализ данных, полученных на растровом электронном микроскопе с приставкой для энергодисперсионного рентгеноспектрального анализа.

Установлено, что изменение геометрических размеров сопловых втулок связано как с налипанием содержащейся в потоке конденсированной фазы, так и с уносом углеродного материала с поверхности. На поверхности отверстий образцов, которые испытали воздействие высокотемпературным газовым потоком, были обнаружены следующие элементы: Al, Fe, S, Si, K, Mg. Можно предположить, что на поверхности присутствуют поверхностные пленки оксидов, силицидов, так как имеет место достаточно высокая концентрация кислорода и кремния. Обнаруженные в процессе исследований элементы и их соединения представляют структуру стойких твёрдых шлаковых отложений на огневой поверхности графитовых (графит марки МПГ-7) сопловых втулок газогенератора.

Было решено изготовить втулки из материала менее подверженного шлакованию.

В качестве конструктивного решения по предотвращению шлакования в качестве материала выходных втулок далее использован псевдосплав вольфрам-медь, марки ВД-МП, с содержанием меди 18%. Рассматриваемый материал относится к классу так называемых «потеющих» сплавов». Данное решение позволило существенно облегчить проблему шлакования рабочей поверхности втулок, но поставило задачу оценки деградации материала в процессе использования.

Приповерхностные слои материала исследовались при помощи изготовления фольг.

Исследование структуры материалов на поверхности воздействия потока и во внутренней области втулок осуществлялось путём применения [3]:

просвечивающей электронной микроскопии на микроскопах режиме просвечивающей (ПЭМ) и сканирующей просвечивающей электронной микроскопии (СПЭМ);

рентгеновского энергодисперсионного микроанализа в режиме СПЭМ;

растровой электронной микроскопии (РЭМ) с использованием автоэмиссионного высокоразрешающего растрового электронного микроскопа.

В результате проведенных исследований обнаружено проявление инициированного воздействием высокотемпературного (1500 K) полидисперсного потока газа эффекта полного исчезновения частиц медной фазы (размером до нескольких микрометров) из поверхностного слоя (на глубину до 30 мкм за 90 с) образцов промышленного псевдосплава (композита) марки ВД-МП (W – 18 % Cu) путём диффузии атомов меди по внутренним поверхностям раздела (границам зёрен и субзёрен) вольфрама с образованием полостей на местах бывших частиц меди и наноразмерной пористости. На противоположной поверхности образцов, не контактировавшей с потоком, наблюдаются сферические (предположительно кристаллизовавшиеся из жидкой фазы) частицы меди размером от 0,5 до нескольких сотен микрометров, диффундировавшие из приповерхностных слоёв материала. На контактировавшей с потоком поверхности не наблюдается сферических частиц закристаллизовавшейся меди, поскольку диффундировавшая на поверхность медь уносится потоком.

Почти двукратное увеличение времени воздействия на материал втулок, путём снижения расхода продуктов газогенерации одинаковой исходной массы, привёл к двукратному снижению толщины слоя (около 15 мкм), из которого медь вышла на поверхность.

Данное явление необходимо учитывать при прогнозировании ресурса работы втулок из рассматриваемого материала. Для задаваемых времён воздействия на материал нет необходимости использовать втулки с толщиной стенки, превышающей технологически приемлемую величину.

Было также выполнено сравнение вышеприведенных результатов с данными, полученными при термическом воздействии в вакууме на образцы из материала марки ВД-МП (W – 18 % Cu) [4].

В ходе исследования особенностей эволюции структуры псевдосплава марки ВД-МП (W – 18 % Cu) при термическом воздействии в вакууме была выполнена серия вакуумных отжигов образцов данного материала в интервале температур 800 - 1200°C в течение 1 часа.

Согласно данным оптической металлографии после вакуумного отжига при 1200°C на поверхности образца появился контраст от границ зерен и субзёрен, при 1000°C – видны сферические капли меди и в некоторых областях также прослеживаются вытравившиеся границы зёрен [4].

Можно предполагать, что отчетливый контраст от границ зерен и субзёрен после отжигов при 1000, 1200°C может свидетельствовать о выходе атомов меди на поверхность путём растекания жидкой меди из частиц, расположенных в непосредственной близости к поверхности образца, и заполнение канавок термического травления, связанных с границами зёрен.

После вакуумного отжига при 1200ºC, в течение 1 часа на поперечном сечении образца псевдосплава не наблюдается выраженного уменьшения пористости при удалении от поверхности вглубь образца. Такая

картина характерна только для высокотемпературных испытаний в газовом потоке.

3 Заключение

Выполнено экспериментальное исследование влияния высокоэнтальпийных полидисперсных продукты горения газогенератора на внутреннюю поверхность модельных и натурных выходных сопловых втулок, изготовленных из графита, УУКМ и псевдосплава марки ВД-МП (W – 18 % Cu).

Установлено, что изменение геометрических размеров сопловых втулок, изготовленных из графита, связано как с налипанием содержащейся в потоке конденсированной фазы, так и с уносом углеродного материала с поверхности. На поверхности образцов, которые испытали воздействие высокотемпературным потоком, обнаружены элементы: Al, Fe, S, Si, K, Mg. Данные элементы и их соединения представляют структуру стойких твёрдых шлаковых отложений. Предположительно, в виде поверхностных пленок оксидов и силицидов, так как имеет место достаточно высокая концентрация кислорода и кремния. На втулках из УУКМ толщина шлаковых отложений оказалась меньше, чем при использовании для изготовления втулок графита.

В результате проведенных исследований образцов втулок, изготовленных из материала марки ВД-МП (W – 18 % Cu), обнаружено отсутствие зашлаковки рабочей поверхности в результате проявления эффекта выноса меди на поверхность за счёт зернограничной диффузии из приповерхностных слоёв материала, что необходимо учитывать при прогнозировании ресурса работы готовых изделий из рассматриваемого материала. Для задаваемых времён воздействия на материал нет необходимости использовать втулки с толщиной стенки, превышающей технологически приемлемую величину.

Список использованных источников

[1] В.А. Шандалов, А.С. Жарков, В.Н Стрельников и др. Физико–химические основы создания элементов снаряжения низкотемпературных газогенераторов различного назначения. - М.: Физматлит. 2011. 152 с.

[2] W.Q. Pang, L.T. De Luca, X.Z. Fan, O.G. Glotov, F.Q. Zhao. Boron Based Fuel -Rich Propellant. Properties. Combustion and Technology Aspects. CRC Press. Tailor and Francis Group. 2019. 356 p.

[3] Ю.Р. Колобов, С.С. Манохин, Е.В. Суриков, Л.С. Яновский. Исследование особенностей эволюции структуры приповерхностного слоя псевдосплава W-Cu при воздействии высокотемпературным газовым потоком // Известия вузов. Физика. 2021, № 4, с. 63–66.

[4] В.П. Вагин, М.С. Гусаков, Ю.Р. Колобов, С.С. Манохин, Е.В. Суриков, Л.С. Яновский, И.В. Неласов, Д.М. Кондратьев. Исследование структурно-фазового состава жаропрочного сплава после вакуумных отжигов и воздействия высокотемпературной плазмы // Физика и химия обработки материалов, 2023, № 2, с. 33 – 39.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНЦЕНТРАЦИИ ПАРОВ ВОДЫ В ВОЗДУХЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ОКИСЛЕНИЯ ДВУХФАЗНОГО ПОТОКА

М.А. Абрамов, О.М. Алексеева, К.Ю. Арефьев, П.А. Коломенцев, Е.В. Суриков, М.С. Шаров
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты экспериментальных исследований по оценке влияния концентрации паров воды в подогретом воздушном потоке, которые могут образоваться при работе огневого подогревателя, на рабочий процесс в каналах энергетических установок. Показано существенное влияние содержания паров воды на шлакование поверхностей теплозащитного покрытия и теплообмен со стенками в канале. Установлено влияние содержания паров воды в воздушном потоке на эффективность рабочего процесса в канале энергетической установки, выражаемой коэффициентом полноты сгорания, при протекании реакции окисления двухфазного потока горючей смеси с высокоэнтальпийным воздушным потоком.

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF WATER VAPOR CONCENTRATION IN AIR ON THE OXIDATION CHARACTERISTICS OF A TWO-PHASE FLOW

M.A. Abramov, O.M. Alekseeva, K.U. Arefyev, P.A. Kolomentsev, E.V. Surikov, M.S. Sharov
CIAM, Moscow, Russia

The results of experimental studies are presented to assess the effect of the concentration of water vapor in a heated air stream, which can form during the operation of a fire heater, on the workflow in the channels of power plants. A significant effect of the water vapor content on the slagging of the heat-protective coating surfaces and heat exchange with the walls in the channel is shown. The effect of the water vapor content in the air stream on the efficiency of the working process in the channel of a power plant, expressed by the coefficient of completeness of combustion, during the oxidation reaction of a two-phase flow of a combustible mixture with a high-enthalpy air stream, has been established.

1 Введение

Двухфазные потоки имеют широкое распространение в качестве рабочего тела для энергетических установок (ЭУ) в различных отраслях промышленности – энергетической, химической и т.д. [1].

Важным процессом при рассмотрении рабочего процесса в каналах ЭУ является дожигание двухфазных потоков с воздухом. При этом в воздухе могут присутствовать пары воды в различных пропорциях.

Одним из важнейших этапов экспериментальной отработки ЭУ является этап огневых испытаний на стенде с присоединённым трубопроводом подачи горячего воздуха. При проведении таких огневых испытаний горячий поток воздуха направляется непосредственно в канал ЭУ.

В зависимости от реализованной системы подогрева воздушного потока, различают испытательные стенды с «чистым» подогревом – за счёт прохождения воздуха через теплообменный аппарат, и с «грязным» подогревом – с помощью специальных воздушно-огневых подогревателей (ОП) с компенсацией выгоревшего кислорода в воздухе.

В ОП подогрев воздуха осуществляется путём сжигания керосина, метана или водорода в подаваемом воздухе при соотношении, обеспечивающем требуемое значение температуры на входе в канал ЭУ, что сопровождается снижение концентрации активного кислорода в образующейся газовоздушной смеси. Поэтому часто производится компенсация кислородного баланса в газовом потоке, загрязнённым продуктами сгорания, на выходе из таких ОП [2 – 4].

При воспроизведении параметров работы ЭУ на испытательных стендах с огневым подогревом рабочего тела получающийся газ, в силу наличия в нём продуктов сгорания, отличается от воздуха по своим химическим и теплофизическим параметрам [5]. Использование огневых подогревателей для нагрева воздушного потока приводит к образованию заметных количеств паров воды и диоксида углерода. Наибольшая массовая концентрация паров воды в продуктах сгорания достигается при использовании водородных ОП [3, 4]. Массовая концентрация этих веществ в реальном воздушном потоке несравнимо меньше. Изменение химического состава рабочей среды по сравнению с воздухом, может оказывать существенное влияние на рабочий процесс в каналах

ЭУ и, в итоге, сказаться на оцениваемых энергетических характеристиках испытываемых установок.

Основная цель настоящей работы состояла в оценке влияния паров воды, образующихся в воздушном потоке при использовании огневых подогревателей, на эффективность рабочего процесса в канале ЭУ и сравнении полученных результатов с результатами испытаний с электрическим («чистым») подогревом воздуха в теплообменном аппарате при идентичных режимных параметрах работы установки, а также при использовании комбинированного способа подогрева воздуха при одновременном использовании электрического и огневого подогревателей.

2 Модельная установка и условия проведения огневых испытаний

Экспериментальные исследования [2] проводились на модельной установке, схема которой представлена на рис. 1. В качестве источника двухфазного потока использовался газогенератор (ГГ) на энергоконденсированном материале (ЭКМ).

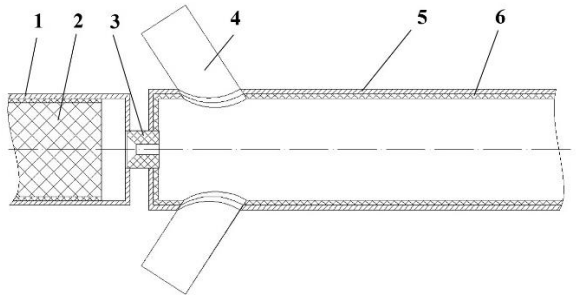


Рис. 1. Схема ЭУ: 1 – ГГ; 2 – ЭКМ; 3 – сопловой вкладыш; 4 – канал подвода воздуха в канал ЭУ; 5 – канал ЭУ; 6 – теплозащитное покрытие

Образующийся при газификации ЭКМ двухфазный поток поступал из ГГ в канал ЭУ, где происходило его смешение и дожигание с подаваемым горячим воздухом, расход которого и температура на входе в канал соответствовали заданным режимным параметрам работы.

Первый этап исследований проводился при фиксированных геометрических и режимных параметрах модельной установки. Использовалась система подогрева воздуха с помощью проточных электроподогревателей омического типа.

Для имитации работы огневого подогревателя в магистраль подачи горячего воздуха после электроподогревателей за общим мерным соплом стендовой установки, осуществлялся впрыск воды.

При подогреве воздуха до температуры 550 К (на входе в канал ЭУ) с помощью ОП массовая концентрация паров воды в образующейся паровоздушной смеси составляет 2 – 3 % и зависит от эффективности работы огневого подогревателя и тепловых потерь по тракту подачи [2].

Исходя из этого, в экспериментах расход воды выбирался из условия обеспечения массовой концентрации ее паров в воздушном потоке 2 % или 3 %, что составило 41,6 % и 52,6 % по отношению к расходу продуктов газогенерации ЭКМ, соответственно.

Первое испытание комплектовалось новыми втулками теплозащитного покрытия (ТЗП) из полимерного композиционного материала на основе кремнезёмной ткани. На последующих испытаниях использовались втулки, сохранившиеся после первого испытания, за исключением выходной секции канала ЭУ. Для неё на всех испытаниях использовалась каждый раз новая втулка ТЗП и сопловой блок. После каждого испытания проводилась оценка состояния ТЗП.

Второй этап исследований проводился при использовании огневого подогревателя при обеспечении температуры воздуха на входе в канал ЭУ до 1000 К. На первом огневом испытании подогрев воздуха осуществлялся только огневым подогревателем. На втором испытании воздух предварительно подогревался с помощью электрического подогревателя, а затем осуществлялся подогрев этого горячего воздуха до нужной температуры с помощью огневого подогревателя. Расчёт режима работы огневого подогревателя осуществлялся так, чтобы температура воздуха на входе в канал ЭУ на втором испытании при комбинированном нагреве была близка к температуре воздуха на входе в модельную ЭУ на первом испытании при использовании только электрического подогревателя.

3. Результаты экспериментальных исследований и их анализ

Определяющей характеристикой энергетической эффективности рабочего процесса в модельном канале ЭУ является коэффициент полноты сгорания ЭКМ.

Определение коэффициента полноты сгорания проводилось с использованием методики, основанной на связи импульсных характеристик сопла и термодинамических параметров продуктов дожигания ЭКМ [2 – 5].

Режимные параметры испытаний и результаты обработки экспериментальных данных представлены в таблице 1 [2].

Таблица 1 – Режимные параметры испытаний и основные результаты [2]

Характеристика	Исп. № 1	Исп. № 2	Исп. № 3	Исп. № 4
Концентрация воды, %	0	2	0	3
Коэффициент полноты сгорания относительный	1,0	0,78	0,86	0,76
Уменьшение веса втулки ТЗП выходной секции после испытания, относительное	1,0	4,4	1,46	3,46
Примечание	Новое ТЗП	Впрыск воды		Впрыск воды

На первом этапе исследований проведено 4 огневых испытания, на двух из которых проводился впрыск воды в воздушный тракт, а на двух других подогрев воздуха осуществлялся без подачи воды [2].

Результаты проведенных исследований показали, что коэффициент полноты сгорания при наличии 2 % паров воды в воздушном потоке на 8,7 % ниже по сравнению с результатами испытания № 3, на котором подача воды в подогретый воздушный поток не проводилась.

Увеличение доли воды в воздушном потоке до 3 % привело к снижению коэффициента полноты сгорания на 11,4 %.

Данный эффект вызван химическим взаимодействием паров воды с оксидом металлоидов в двухфазном потоке, массовая доля которого в составе конденсированных продуктов сгорания (КПС) достигает 15 – 20 %. Химическое взаимодействие таких оксидов с парами воды протекает с эндотермическим эффектом. В процессе такого взаимодействия образуются кислоты, которые при температуре несущей среды свыше 300 °С находятся в газообразном состоянии. При этом, массовая доля конденсированного оксида металлоидов существенно уменьшается.

После каждого испытания проводился анализ состояния выходной втулки ТЗП. В испытаниях №№ 2, 4, с подачей воды в воздушный поток, масса выходной втулки после испытания по сравнению с её массой до испытания уменьшилась в большей степени (в 3…4 раза), чем на испытаниях №№ 1, 3 без подачи воды.

Очевидно, в испытаниях без подачи воды унос массы ТЗП, за счёт возгонки летучих компонентов связующего, частично компенсировался приростом массы шлаков на поверхности ТЗП из конденсированной фазы продуктов сгорания.

В испытаниях с подачей воды осаждение конденсированных продуктов сгорания (КПС) на поверхность втулок ТЗП практически отсутствует.

При температурах, реализуемых в каналах ЭУ, оксиды металлоидов пребывают в виде вязкого расплава, который, при осаждении на стенку канала, способны аккумулировать попадающие в него частицы конденсированной фазы, увеличивая объём отложений на стенках камеры сгорания.

Таким образом, проведенные испытания позволили установить, что наличие паров воды в воздушном потоке (при температуре около 550 К), содержащем конденсированные продукты сгорания ЭКМ на основе соединений металлоидов, оказывает существенное влияние на рабочий процесс в каналах ЭУ. Увеличение массовой концентрации паров воды в воздушном потоке сопровождается снижением коэффициента полноты сгорания ЭКМ и интенсивности осаждения конденсированных продуктов сгорания на рабочую поверхность ТЗП в процессе работы модельной установки.

Ожидается, что дальнейшее увеличение массовой концентрации паров воды в более горячих воздушных потоках может оказывать иное, пока не изученное, влияние на рабочий процесса в КС.

Например, при температуре паровоздушного потока около 2000 К в нём может содержаться 17,4 %, по массе, паров воды [3 – 5] в частично диссоциированном состоянии. Использование метана вместо водорода снижает количество паров воды до 9,9 %, по массе, но добавляет в паровоздушный поток существенную долю двуокиси углерода [3]. Очевидно, и в том, и в другом случае получаемые экспериментальные значения коэффициента полноты сгорания и выводы относительно состояния материальной части будут отличаться от тех, которые могли бы иметь место при испытаниях с чистым подогревом воздуха или натурных испытаниях. В присутствии паров воды состояние внутренней поверхности ТЗП существенно отличается в лучшую сторону.

По результатам второго этапа исследований, при сравнении комбинированного способа подогрева воздушного потока с чисто огневым подогревом было установлено, что изменение содержания воды на входе в канал ЭУ с 4,6 % (огневой подогрев) до 3,5 % масс. (комбинированный нагрев) привело к повышению коэффициента полноты сгорания на 9,3 % при температуре на входе в канал ЭУ до 1000 К и прочих равных условиях.

По результатам проведенного комплекса исследований было предложено обобщение для учёта

влияния содержания воды в воздушном потоке при использовании огневых подогревателей на входе в каналы ЭУ на коэффициент полноты сгорания.

Заключение

1. Анализ представленных результатов экспериментальных исследований по оценке влияния концентрации паров воды в подогретом воздушном потоке, которые могут образоваться при работе огневого подогревателя, на рабочий процесс в каналах энергетических установок показал существенное влияние содержания паров воды на шлакование поверхностей теплозащитного покрытия и теплообмен со стенками в канале. Установлено влияние содержания паров воды в воздушном потоке на эффективность рабочего процесса в канале энергетической установки, выражаемой коэффициентом полноты сгорания, при протекании реакции окисления двухфазного потока горючей смеси с высокоэнтальпийным воздушным потоком.

При подаче 2 % и 3 % воды в воздушный поток с температурой около 550 К зафиксировано:

– снижение коэффициента полноты сгорания ЭКМ на 8,7 % и 11 %, соответственно, по сравнению с результатами испытания, на котором осуществлялся «чистый» подогрев без подачи воды в воздушный поток;

– существенное, в 4 – 7 раз, снижение интенсивности осаждения конденсированных продуктов сгорания на внутреннюю поверхность ТЗП камеры сгорания модельной установки, а также уменьшение искажения рельефа внутренней поверхности камеры сгорания и, соответственно, гидравлических потерь потока в камере сгорания.

2. Установлено, что дожигание летучих компонентов при термическом разложении активных полимерных композиционных материалов ТЗП оказывает существенное влияние на полноту сгорания ЭКМ в газодинамическом тракте модельной установки, повышая коэффициент полноты сгорания, особенно, при коротких по длительности испытаниях.

3. Оценка эффективности рабочего процесса в канале ЭУ при использовании комбинированного способа подогрева воздуха (что приводит к снижению содержания воды в воздушном потоке) по сравнению с использованием только огневого подогревателя показала существенное улучшение рабочего процесса. Снижение содержания воды в воздухе на входе в канал ЭУ с 4,6 % (огневой подогрев) до 3,5 % масс. (комбинированный нагрев) привело к повышению коэффициента полноты сгорания на 9,3 % при температуре на входе в канал ЭУ до 1000 К и прочих равных условиях.

4. Полученные результаты выявили необходимость более тщательного учёта влияния воды при проведении расчётных исследований и переносе результатов стендовых испытаний с огневыми подогревателями на характеристики натурных ЭУ с ЭКМ.

Список использованных источников

[1] В.А. Шандалов, А.С. Жарков, В.Н Стрельников и др. Физико–химические основы создания элементов снаряжения низкотемпературных газогенераторов различного назначения. - М.: Физматлит. 2011. 152 с.

[2] Суриков Е.В., Шаров М.С., Коломенцев П.А., Алексеева О.М., Федорычев А.В., Жестерев Д.В., Оценка влияния концентрации паров воды в подогретом при стендовых испытаниях воздухе на характеристики рабочего процесса в модельной камере сгорания с энергоёмким конденсированным материалом // Горение и взрыв, 2021. Том 14. № 1. с. 68-76.

[3] Методика экспериментальных исследований эффективности рабочего процесса в высокоскоростных ПРВД газогенераторной схемы на твёрдых топливах / В.Ю. Александров, К.Ю. Арефьев, А.Н. Прохоров, К.В. Федотова, М.С. Шаров, Л.С. Яновский // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. № 2 [671], 2016. С. 65-75.

[4] Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на энергоёмких конденсированных материалах / [Л.С. Яновский, К.Ю. Арефьев, Ю.М. Милёхин, В.А. Сорокин, С.А. Гусев, А.В. Воронецкий, Е.В. Суриков, М.С. Шаров, А.В. Байков, М.А. Абрамов, К.В. Федотова, И.С. Аверьков]; под общ. ред. Л.С. Яновского; Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова». М.: ЦИАМ, 2020. – 198 с.

[5] Особенности расчётных исследований и экспериментальной отработки прямоточных ВРД на жидких и газообразных горючих / [А.И. Ланшин, А.Н. Прохоров, Н.В. Кукшинов, К.Ю. Арефьев, В.Ю. Александров, О.В. Гуськов]; под общ. ред. А.И. Ланшина; Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова». – М.: ЦИАМ, 2020. – 112 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ В ТУРБОПРЯМОТОЧНОМ ДВИГАТЕЛЕ

А.Ю.Зинатов[1], Д.Н.Хабаров[2]
[1]ФАУ ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва
[2]АО ГНЦ «Центр Келдыша», Москва

В работе рассматривается влияние процесса открытия створок узла переключения с турбореактивного на прямоточный режим в комбинированном воздушно-реактивном двигателе. Выполнено численное моделирование течения воздуха с использованием методов конечного объема и одномерной математической модели. Проведено исследование влияния параметров открытия узла переключения на формирование структуры течения и распределение газодинамических величин потока во входных участках турбореактивного и прямоточного трактов, с целью последующей оценки их воздействия на тягово-экономические характеристики турбопрямоточного двигателя. Представлено описание геометрии узла переключения режимов работы с турбореактивного на ПВРД. На основе проведённого анализа сформированы рекомендации выбору параметров узла переключения, обеспечивающего стабильность работы силовой установки при смене режимов.

THE SIMULATION OF TURBINE-BASED COMBINED-CYCLE ENGINE MODE TRANSITION

A.Y.Zinatov[1], D.N.Khabarov[2]
[1]CIAM, Moscow, Russia
[2]JSC «Keldysh Research Center», Moscow, Russia

This paper investigates the simulation of turbine-based combined-cycle mode transition. Numerical simulation of air flow using finite volume methods and a one-dimensional mathematical model is performed. Various opening parameters are analyzed to assess their impact on the inlet flow characteristics of the ramjet and turbojet duct. The model of split-flow construction is described. Based on the results, an optimized control algorithm for the actuation of the switching unit is proposed to ensure reliable transition operation in combined propulsion systems.

1 Введение

Повышение эффективности высокоскоростных летательных аппаратов обусловливает необходимость разработки комбинированных двигательных установок, объединяющих преимущества отдельных типов двигателей и обеспечивающих устойчивую работу в широком диапазоне скоростей полета. Одним из перспективных вариантов интегрированных силовых установок является турбопрямоточный двигатель. Эффективность данной схемы достигается за счёт последовательного включения турбореактивного и прямоточного контуров: на разгонном участке тягу обеспечивает турбореактивный контур, в то время как прямоточный включается при снижении эффективности компрессора и росте температурных нагрузок на турбине [1].

2 Основная часть

Ключевым элементом, обеспечивающим переход между режимами работы турбореактивного и прямоточного контуров, является узел переключения потоков. Его основная функция заключается в перераспределении набегающего воздушного потока между трактами силовой установки в соответствии с текущими условиями полёта. Особое значение имеет обеспечение управляемого и плавного переключения, исключающего возникновение неустойчивостей, появления высоких градиентов давления и снижения тяговых характеристик двигателя.

В рамках данной работы выполнено исследование процесса переключения контуров турбопрямоточного двигателя на параметры воздуха на входе в каждый из контуров и согласование газодинамических параметров на их стыке.

В настоящее время существует три подхода к моделированию переходного процесса в турбопрямоточном двигателе: серия стационарных численных расчетов [2], в которых процесс переключения разбивается на характерные этапы; нестационарный численный расчет с применением динамических расчётных сеток [3]; гибридные

методы, в которых сочетаются серия стационарных расчетов и локальный нестационарный анализ.

Стационарные расчеты проще в реализации, требуют меньше вычислительных ресурсов и позволяют выявить ключевые зоны потерь полного давления и области потенциального отрыва потока. Однако данный подход не позволяет отразить переходные и инерционные процессы, сопровождающие перестройку течения в тракте, включая неустойчивое положение скачков уплотнения, локальное перераспределение потока с возможным проникновением продуктов сгорания в отключённые участки тракта, формирование вихревых структур, а также участки с повышенным градиентом давления, способные привести к акустическим неустойчивостям с последующим срывом рабочего процесса.

В отличие от стационарного, нестационарный подход позволяют детализированно анализировать динамику течения при перестройке режимов работы. Однако его реализация требует значительного объёма вычислительных ресурсов и высокой точности в формализации начальных и граничных условий.

В настоящем исследовании реализован гибридный подход к моделированию переходного процесса, сочетающий стационарные и нестационарные постановки задачи. Такой подход наиболее применим в инженерной практике: позволяет сформировать стратегию перехода с одного режима работы на другой, предсказать формирование вихревых структур и выполнить оценку тягово-экономических характеристик двигателя на этапе перехода от турбореактивного режима к прямоточному.

По результатам численного моделирования проведен сравнительный анализ различных сценариев перехода работы двигателя с турбореактивного режима на прямоточный. На основе результатов расчёта выявлены ключевые нестационарные процессы, проявляющиеся в виде локальных нарушений устойчивости течения, формирования интенсивных вихревых структур и перераспределения давления в критических зонах газового тракта.

3 Заключение

Выполнено численное исследование процесса изменения положения створки узла переключения турбопрямоточного двигателя в стационарной и нестационарной постановке. Показано влияние характеристик процесса переключения на основные параметры воздуха на входе в газотурбинный и прямоточный контуры двигателя.

Список использованных источников

[1] Курзинер Р.И. Реактивнеы двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета (Основы теории). М., «Машиностроение», 1977, 216 с.

[2] Slater J.W., Saunders J.D. Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulation of Hypersonic Turbine-Based Combined-Cycle (TBCC) Inlet Mode Transition: NASA/TM-2010-216362. - Cleveland, OH: NASA Glenn Research Center, 2010. - 32 p.

[3] Liu J., Yuan H., Chen W., Guo R. Investigation of translation scheme turbine-based combined-cycle inlet mode transition // Aerospace Science and Technology. - 2023. - Vol. 135. - Art. 108216. - P. 1-15.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛИНЕЙНОЙ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ МЕТАЛЛИЗИРОВАННЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ КОНДЕНСИРОВАННЫХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ НЕСТАЦИОНАРНОГО ДАВЛЕНИЯ СВЧ-МЕТОДОМ

А.К. Шостов[1], К.В. Федотова[1]
[1] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Исследована линейная скорость горения металлизированных энергетических конденсированных систем (ЭКС) в условиях нестационарного, нарастающего давления. В качестве окислителя используется перхлорат аммония, горючее-связующее представляет собой эпоксидную смолу, энергетическая добавка –алюминия. Экспериментально с использованием СВЧ-диагностики в камере постоянного объема определены зависимости скорости горения от давления при различных градиентах его изменения. Показано, что скорость горения при одинаковых уровнях давления может зависеть от скорости его нарастания. Установлено, что характерное время нестационарных процессов при горении ЭКС составляет десятки секунд. Результаты могут быть использованы для внутрибаллистических расчетов двигательных установок.

DETERMINATION OF THE LINEAR BURNING RATE OF METALLIZED ENERGY CONDENSED SYSTEMS UNDER NON-STATIONARY PRESSURE CONDITIONS

A.K. Shostov[1], K.V. Fedotova[1]
[1] BMSTU, Moscow, Russia

The linear combustion rate of metallized energy condensed systems (ECS) under non-stationary, increasing pressure has been investigated. Ammonium perchlorate is used as an oxidizer, epoxy resin is used as a fuel-binder, and aluminum is used as energy additives. The dependences of the combustion rate on pressure at various pressure gradients have been determined experimentally using microwave diagnostics in a constant-volume chamber. It has been shown that the combustion rate at the same pressure levels may depend on the rate of its increase. It has been established that the characteristic time of non-stationary processes during ECS combustion is tens of seconds. The results can be used for intra-ballistic calculations of propulsion systems.

1 Введение

В современных двигательных установках (ДУ) летательных аппаратов различного назначения в качестве химических источников энергии используются энергетические конденсированные системы (ЭКС). Для повышения энергетических свойств ЭКС в их состав добавляют порошкообразные металлические горючие, такие как алюминий, бор и бориды. При этом варьируется как дисперсности порошкообразных компонентов, так и их массовое содержание.

Одним из ключевых внутрибаллистических параметров ДУ является зависимость линейной скорости горения ЭКС от давления, которая на сегодняшний день с высокой точностью может быть определена только экспериментально. Существует несколько экспериментальных методов определения скорости горения ЭКС, одним из которых является метод сверхвысокочастотной (СВЧ) диагностики [1], который позволяет определять скорость горения ЭКС в широком диапазоне давлений.

Определение скорости горения ЭКС является фундаментальной задачей при разработке и оценке эффективности энергетических установок различного назначения. Особую актуальность приобретает исследование данного параметра в условиях, максимально приближенных к реальной эксплуатации, в частности, при горении в условиях нестационарного давления. Изучение закономерностей горения в условиях нарастающего давления имеет принципиальное значение, поскольку скорость горения большинства ЭКС является функцией давления, часто описываемой степенным законом:

$$u = Ap^n \quad (1)$$

где A, n – эмпирические коэффициенты; p – давление.

Немаловажным фактором является не только уровень давления, при котором реализуется горение ЭКС, но также и скорость его роста, а именно $\partial p/\partial t$. В зависимости от градиента давления во времени эмпирический показатель степени в формуле (1) может принимать различные значения [2].

В работе исследуются образцы модельной ЭКС, изготовленной на основе перхлората аммония в качестве окислителя с массовой долей 0,5. В качестве горючего связующего используется эпоксидная смола марки ЭД-20 с массовой долей 0,3. Также используется энергетическая добавка в виде порошкообразного микродисперсного алюминия с массовой долей 0,2. Размеры образцов: диаметр 18 мм, длина 42 мм.

В данной работе проводится экспериментальное определение зависимости скорости горения ЭКС от давления при различном градиенте последнего.

2 Экспериментальная установка

В данной работе используется СВЧ-метод для определения скорости горения ЭКС. Экспериментальная установка представляет собой затворный узел с размещенным в нем образцом исследуемой ЭКС, который соединен с рефлектометром фирмы CABAN, создающим и принимающим СВЧ-волну. Продукты сгорания истекают в камеру, которая может быть, как камерой постоянного объёма, так и давления. В данной работе проводится экспериментальное исследование с камерой постоянного объёма. Фотография экспериментальной установки с основными элементами представлена на Рис. 1.

Рис. 1. Фотография экспериментальной установки

На Рис. 2 представлена трехмерная геометрическая модель затворного узла с указанием основных элементов. Фланец для переходника 1 находится на основе затворного узла 2 и нужен для соединения с рефлектометром. Согласующее устройство 3 необходимо для передачи СВЧ-волны через защитную проставку 4 на исследуемый образец 5 через негорящий торец. Исследуемый образец воспламеняется навеской дымного ружейного пороха, размещаемого в корпусе воспламенителя 6. Накидная гайка 7 обеспечивает возможность сборки и разборки затворного узла. Более подробное описание установки приведено в [1].

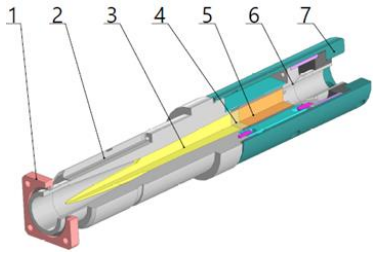


Рис. 2. Модель затворного узла

Как указано ранее, при горении продукты сгорания исследуемого образца ЭКС истекают в камеру постоянного объема. Такие условия эксперимента характеризуются непрерывным ростом давления по мере накопления газообразных ПС.

Различные скорости роста давления во время эксперимента обеспечиваются за счет заполнения свободного пространства камеры водой разного объема. Таким образом можно добиться не только определенного градиента давления по времени, но и его конкретного максимального уровня после полного сгорания исследуемого образца. Давление во время эксперимента определяется с помощью датчика с частотой сбора данных до 1 кГц., одновременно с этим регистрируются параметры электромагнитных волн в волноводе векторным рефлектометром. Принцип определения скорости горения основан на измерении параметров стоячей электромагнитной волны, зависящих от положения поверхности горения образца в волноводном тракте.

3 Заключение

В результате экспериментов получены зависимости скорости горения от давления для исследуемых образцов ЭКС, продемонстрировавшие, что при различных $\partial p/\partial t$ скорость горения различается для одних и тех же давлений. Вероятно, нестационарные процессы при горении ЭКС имеют масштаб времени в десятки секунд. Полученные результаты могут быть использованы для расчетов ДУ на нестационарных режимах.

Список использованных источников

[1] Ягодников Д.А., Сергеев А.В, Козичев В.В. Экспериментально-теоретическое обоснование повышения точности измерения скорости горения энергетических конденсированных систем СВЧ-методом // Физика горения и взрыва. – 2014. – Т. 50. – №2. – С. 51-61.

[2] Липанов А.М., Колесникова Л.Н., Лещёв А.Ю. Об эффективности использования реального закона скорости горения твердого топлива как функции давления в РДТТ // Физика горения и взрыва. – 2020. – Т. 56. – №2. – С. 55-64.

ОГНЕВЫЕ ИСПЫТАНИЯ НЕПРЕРЫВНО-ДЕТОНАЦИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА ТОПЛИВНОЙ ПАРЕ “МЕТАН – КИСЛОРОД»

В.С. Иванов[1], С.М. Фролов[1], И.О. Шамшин[1], Ю.В. Козаренко[2]
[1] ФИЦ ХФ РАН, Москва,
[2] ООО «Транспорт будущего», п. Белая Вежа, Белгородская обл.

Проведены огневые испытания модифицированной кольцевой камеры сгорания (КС) непрерывно-детонационного двигателя (НДД), работающего на метане и кислороде. Получен устойчивый рабочий процесс с одной детонационной волной (ДВ), непрерывно вращающейся в кольцевом зазоре со скоростью ~ 1900 м/с в широком диапазоне расходов топливных компонентов. Максимальная продолжительность работы и удельный импульс КС составили до 30 с и 277 с соответственно. Определены тепловые состояния всех теплонапряженных элементов конструкции КС НДД: максимальные тепловые потоки зарегистрированы в рубашках охлаждения центрального тела и в наружной стенке КС. Суммарные тепловые потери в водоохлаждаемые стенки КС составили около 10% от общей тепловой мощности КС.

TEST FIRES OF A CONTINUOUS DETONATION COMBUSTOR OPERATING ON METHANE–OXYGEN MIXTURE

V.S. Ivanov[1], S.M. Frolov[1], I.O. Shamshin[1], Yu.V. Kozarenko[2]

[1] N.N. Semenov Federal Research Center for Chemical Physics RAS, Moscow, Russia
[2] Transport of the Future Ltd., Belaya Vezha, Belgorod Region, Russia

Test fires of a modified rotating detonation engine (RDE) annular combustor operating on the methane–oxygen mixture have been conducted. The stable operation process with a single detonation wave continuously rotating in the annular gap with the velocity of ~ 1900 m/s has been obtained in the wide range of flow rates of fuel components. The maximum duration of operation and the specific impulse on the sea level up to 30 s and 277 s have been obtained. The thermal states of all heat-stressed elements of the RDE construction are obtained: the maximum heat fluxes are registered in the cooling jackets of the central body and the outer wall of the combustor and heat losses in the cooling system increase with an increase in the average pressure in the combustor. The total heat losses into the water-cooled walls of the combustor reached about 10% of the total thermal power of the combustor.

В космическом двигателестроении рассматривается целый ряд перспективных направлений развития средств выведения на околоземную орбиту. Среди них: замена керосина на метан или сжиженный природный газ (СПГ) в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) [1] и замена дозвукового дефлаграционного горения на сверхзвуковое непрерывно-детонационное горение (НДГ) топливных компонентов в камере сгорания (КС) ракетного двигателя [2–4]. Теоретически по сравнению с ЖРД на топливной паре «керосин–кислород» применение метана или СПГ даст прибавку к удельному импульсу тяги ЖРД I_уд в 3%–4%, а применение непрерывно-детонационного горения – прибавку к I_уд в 13%–15% [5], т.е. переход к метану или СПГ и непрерывно-детонационному горению сулит прибавку к I_уд в 16%–19% . Кроме того, оба решения существенно снизят стоимость пусков и загрязнение окружающей среды. Отметим, что энергоэффективность использования НДГ в ракетном двигателе экспериментально доказана в [6].

Цель данной работы – продолжение исследований [4] в части повышения удельного импульса демонстрационного образца КС, увеличения продолжительности его работы и определения теплого состояния элементов его конструкции.

На рис. 1 показаны фотография демонстрационного образца КС. Основной элемент модифицированного образца – кольцевая КС, на входе которой последовательно установлены коллектор окислителя, коллектор подачи горючего с поясом отверстий подачи метана, а на выходе – суживающе-расширяющееся сопло с коническим центральным телом, диаметром критического сечения 30 мм и степенью расширения 6,25. Сверхзвуковая часть сопла имеет профиль Лаваля с коническим выходом и полным углом раскрытия конуса 11,5°. Камера сгорания образована боковыми поверхностями двух

коаксиальных цилиндров с кольцевым зазором шириной 5 мм (внешний диаметр 100 мм, внутренний диметр 90 мм). Огневые стенки КС выполнены из меди. Важнейшие отличительные особенности КС – небольшая длина (19 мм) и площадь сечения, превышающая площадь критического сечения сопла на 50%. Метан подается в КС через пояс из 144 отверстий диметром 1 мм, равномерно распределенных на внешней поверхности кольцевой КС на расстоянии 1 мм (по направлению к соплу от диска с острыми кромками, образующими с внешней стенкой КС кольцевой зазор высотой 2,5 мм). Все теплонапряжённые элементы демонстрационного образца КС охлаждаются с использованием системы водяного охлаждения, состоящей из трех независимых контуров охлаждения: центрального тела, внешней стенки КС и сопла. Каждый контур охлаждения имеет один вход и один выход. В каждый контур охлаждения вода подается отдельным насосом, который обеспечивает расход воды до 1,6 кг/с. Температура и расход воды на выходе контуров охлаждения во время испытаний регистрируются совместно с другими параметрами работы КС.

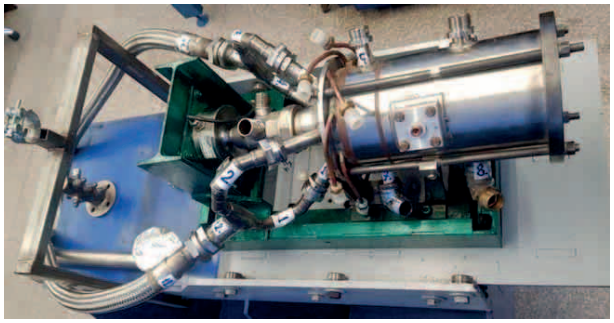


Рис. 1. Фотография демонстрационного образца КС.

В зависимости от заданной циклограммы продолжительность огневого испытания t демонстрационного образца КС составляет от 1 до 30 с. Как только в камере сгорания формируется горючая смесь происходит ее зажигание. За время рабочего процесса датчик пульсаций давления регистрирует тысячи оборотов ДВ в кольцевом зазоре КС. Результаты испытаний показывают, что во всем исследованном диапазоне изменения расходов топливных компонентов в КС реализуется рабочий процесс с одной ДВ (n=1), непрерывно вращающейся в кольцевом зазоре с частотой f≈ 6 кГц, что соответствует скорости вращения ДВ D≈1900 м/с. Это отличает данную КС от известных аналогов, в которых повышение расхода топливных компонентов и, соответственно, среднего давления приводит к вырождению детонационного горения в дефлаграционное вследствие увеличения количества ДВ, одновременно вращающихся в кольцевой КС. Испытания проводились для различных режимов работы с давлением в КС до 2150 кПа. На рисунке 2 показан кадр видеосъемки работы демонстрационного образца КС.

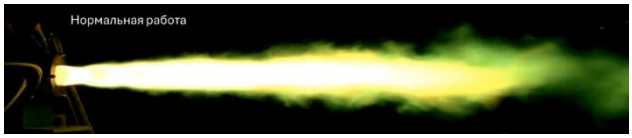


Рис. 2. Кадр видеосъемки работы демонстрационного образца КС.

На рис. 3 показаны записи датчика пульсаций давления в КС. По своим форме и амплитуде рассматриваемые сигналы соответствуют характерному сигналу давления, измеряемому удаленным датчиком пульсаций давления [7]. Амплитуда сигналов в начале пуска несколько ниже амплитуды в середине пуска вследствие более низкого давления в КС и соответственно более низкой амплитуды давления в ДВ. В начале пуска наблюдается некоторая неравномерность сигналов давления, что свидетельствует о неустановившемся рабочем процессе в КС.

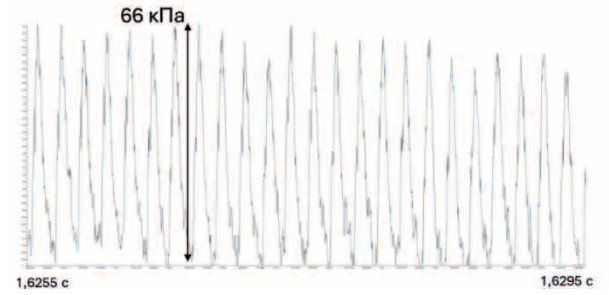


Рис. 3. Записи датчика пульсаций давления в КС.

Тепловое состояние стенок КС оценивается по измеряемой разности температур на входе и выходе контуров охлаждения. Температура воды на входе в КС определяется в начале испытаний. Расход воды определяется по давлению на выходе насоса и его расходной характеристике. Во всех пусках максимальные тепловые потоки регистрируются в контурах охлаждения центрального тела и внешней стенки КС, тогда как количества тепла, снимаемого с сопла во всех испытаниях минимальное. Вследствие того, что площадь охлаждаемой внешней стенки КС существенно меньше охлаждаемой площади центрального тела, тепловые потоки, максимальны на внешней стенке КС. Тепловые потери в систему охлаждения возрастают с увеличением среднего давления в КС. Так, в пуске с давлением в КС 2150 кПа тепловые потоки в стенки камеры сгорания превышают 20 МВт/м^2, что в целом согласуется с литературными данными и результатами трехмерных расчетов [4]. Общие потери тепла в стенки КС при их охлаждении водой составляют около 10% от общей тепловой мощности КС.

Сравнение данных по удельному импульсу, полученных в данной работе, с данными, полученными в [4], показало несколько большие значения для модифицированного демонстрационного образца КС, что может быть связано со значительно большей продолжительностью пуска и выходом теплового состояния КС на стационарный режим с более высокой температурой стенок по сравнению с результатами, полученными в [4]. Максимальная зарегистрированная тяга КС превысила 2350 Н, что соответствует удельному импульсу не менее 277 с, т.е. выше значений, полученных в [4]. Более высокое значение удельного импульса по сравнению с [4] объясняется перепрофилированием дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла в модифицированном демонстрационном образце КС.

Список использованных источников

[1] Белов Е.А., Богушев В.Ю., Клепиков И.А., Смирнов А.М. Результаты экспериментальных работ в НПО Энергомаш по освоению метана как компонента топлива для ЖРД // Труды НПО им. Академика В.П. Глушко. М.: НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко, 2000. №18. С. 86–89.

[2] Зельдович Я.Б. К вопросу об энергетическом использовании детонационного горения // ЖТФ, 1940. Т. 10. №17. С. 1455–1461.

[3] Фролов С.М., Барыкин А. Е., Борисов А.А. Термодинамический цикл с детонационным сжиганием топлива // Химическая физика, 2004. Т. 23. №3. С. 17–25.

[4] Фролов С. М., Аксенов В. С., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О., Яковлев Н. Н., Костенко И. И. Ракетный двигатель с непрерывно-детонационным горением топливной пары “природный газ – кислород». Доклады академии наук, 2018, том 478, № 4, с. 429–433/

[5] Чванов В.К., Фролов С.М., Стернин Л.Е. Жидкостный детонационный ракетный двигатель // Труды НПО им. Академика В.П. Глушко. М.: НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко, 2012. №29. С. 4–14.

[6] Фролов С. М., Аксенов В. С., Гусев П. А., Иванов В. С., Медведев С. Н., Шамшин И. О. Экспериментальное доказательство энергоэффективности термодинамического цикла Зельдовича // Доклады академии наук, 2014. Т. 459. №6. С. 711–716.

[7] Ivanov V. S., Frolov S. M., Sergeev S. S., Mironov Yu. M., Novikov A. E., Schultz I. I. Pressure measurements in detonation engines. Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering, 2021; DOI: 10.1177/0954410021993078

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПЫЛЕНИЯ ЖИДКОСТИ В КАМЕРАХ С ТЕЧЕНИЕМ ВОЗДУХА РАЗЛИЧНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ

К.Ю. Арефьев[1,2,3], А.С. Савельев[3,4]
[1] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва
[2] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
[3] МФТИ(ГУ), г. Долгопрудный
[4] ФГБУН ОИВТ РАН, г. Москва

Представлены результаты измерения характеристик распыла модельной жидкости в потоке газа, имеющего различную статическую температуру. Для этого разработан и применен ряд оптических методик для получения мгновенных изображений капель. Методики включают в себя программный комплекс анализа полученных изображений и измерения пространственно-временных характеристик распыла (капель). Рассмотрены другие различные факторы, влияющие на формирование и характеристики распыла модельной жидкости – наличие преграды, сильных градиентов параметров течения газа (в т.ч. поверхностей разрыва).

STUDY OF LIQUID SPRAYING IN CHAMBERS WITH AIR FLOW OF VARIOUS TEMPERATURES

K.Yu. Arefyev[1,2,3], A.S. Saveliev[3, 4]
[1] BMSTU, Moscow, Russia
[2] CIAM, Moscow, Russia
[3] MIPT(SU), Dolgoprudny, Russia
[4] JIHT RAS, Moscow, Russia

The results of measuring the spray characteristics of a model liquid in a gas flow with different static temperatures are presented. For this purpose, a number of optical techniques have been developed and applied to obtain instantaneous images of droplets. The techniques include a software package for analyzing the obtained images and measuring the spatiotemporal characteristics of the spray (droplets). Various factors influencing the formation and characteristics of the spray of a model liquid are considered - the presence of an obstacle, strong gradients of gas flow parameters (including rupture surfaces).

1 Введение

Использование жидкого топлива в качестве горючего для летательных аппаратов оправдано из-за относительных простоты и безопасности. Однако для обеспечения горения его возникает проблема его диспергирования в газовой среде окислителя (например, воздуха). В ряде научных и производственных организаций мира проводятся работы, направленные на поиск новых способов распыления жидкости для обеспечения максимальной удельной площади контакта жидкости с газом. При разработке этих способов важно проводить диагностику получаемого распыла для сравнения тех или иных способов диспергирования или технических решений, для оценки их эффективности. Для этого проводятся разработки различных способов измерения характеристик распыла, усредненных параметров капель, таких как размер и скорость движения. Основными современными методами диагностики являются оптические и лазерные при использовании излучения в видимом диапазоне, такие как Phase Doppler Anemometry, теневые оптические методы, интерференционные методы, другие методы, основанные на теории рассеяния Ми и т.п. [1].

Отдельно следует выделить прямой метод измерения – теневой, – когда с помощью фоновой подсветки удается получить фотографии капель, с помощью которых можно определить не только их размер, но и форму, свидетельствующую о завершенности процесса дробления капель в том или ином месте потока. Если капли относительно быстро двигаются, используется короткая по времени вспышка фоновой подсветки, а для измерения их скоростей – двойная такая вспышка. Одной из задач работы – развитие и применение оптического метода диагностики, основанного на получении двойных теневых микрофотографий газокапельного потока. В качестве дополнительных обстоятельств рассмотрены случаи значительного повышения (понижения) статической температуры несущей фазы – воздуха, –

установка препятствий, создание областей сильного градиента плотности, использование форсунок различных конструкций и параметров.

Следует отметить, что получение данных о средних параметрах капель экспериментальным путем может иметь важное значение при проведении численного моделирования процесса. Поскольку характерный размер капли (диапазон десятки микрометров – миллиметры) на несколько порядков меньше, чем характерный размер течения (десятки сантиметров – метр), оказывается невероятно требовательной к вычислительным ресурсам задача проведения прямого моделирования одновременно и движения потока в камере сложной геометрии, и движения отдельных капель в потоке. При этом значительно увеличивается ресурсоемкость в случае, когда учитываются турбулентность, дробление и испарение капель, процессы горения и т.п. Полученные экспериментальным путем данные об эволюции распыла могут быть использованы при верификации программ численного моделирования.

2 Экспериментальные модели и методы

Для создания потока газа различных параметров, таких как статические температура и давление, число Маха, использовались несколько установок (три). Эти установки позволяют заменять элементы конструкций для достижения необходимых параметров потока.

Установка 1 представляет собой емкость с прозрачными стенками, внутрь которой возможно размещать форсуночные устройства для исследования их параметров, визуализации распыла и измерения усредненных характеристик капель. Движение капель происходит в изначально неподвижном воздухе атмосферного давления, а общий объем камеры позволяет размещать дополнительные элементы конструкции модели, такие как наклонные плоскости-препятствия. Применяются теневой (шлирен) метод скоростной визуализации, метод двойного теневого микрофотографирования.

Установка 2 является аэродинамической трубой атмосферно-вакуумного типа, позволяющей создавать скоростные потоки воздуха с полными давлением и температурой, соответствующим нормальным условиям (1 бар, 300 К). Тракт установки снабжен прозрачными вставками из оптического стекла для проведения скоростной визуализации (теневой и шлирен) газокапельного потока, теневой диагностики распыла, измерения пространственного распределения компонент вектора скорости методом 2D PIV [2].

Установка 3 является аэродинамической трубой для получения дозвуковых газокапельных течений жидкости с полным давлением в несколько атмосфер и с полной температурой до 600 К. Применяются методы теневой (шлирен) скоростной визуализации и теневой метод измерения характеристик распыла.

На всех установках применен метод двойного теневого микрофотографирования [3], заключающегося в получении двойных фотографий с фоновой подсветкой короткой длительности (значительно меньше, чем характерное газодинамическое время потока).

3 Описание полученных результатов

Разработано ряд оптических методик, позволяющих проводить оптическую визуализацию и измерение пространственно-временных параметров двухфазного газокапельного течения при различных значениях температуры и давления потока. При разработке учтен современный прогресс в оптико-электронных устройствах, что позволило изготовить измерительную аппаратуру, адекватную необходимым измерениям и условиям на конкретной установке. Разработан комплекс программ (в том числе, параллельных) для проведения измерения усредненных характеристик распыла жидкости в потоке.

На рис. 1 представлена зависимость среднего диаметра капель D_{10} в зависимости от расстояния h до оси распыла при различном значении избыточного давления жидкости p. Измерение проводились на установке 1, в которой струя воды падала на поверхность препятствия под углом 75 градусов.

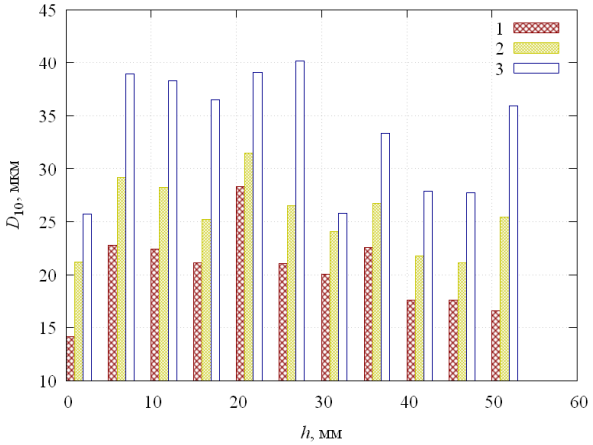


Рис. 1. Зависимость среднего диаметра капель D_{10} от расстояния h до оси распыла и от давления воды p: 1 – p=21 ат, 2 – p=11 ат, 3 – p=5 ат

На рис. 2 представлена зависимость среднего диаметра D_{10} распыла жидкости при числе Маха набегающего потока M<2, измеренного до фронта косого скачка уплотнения, после него, а также без скачка уплотнения, при различных значениях избыточного давления воды.

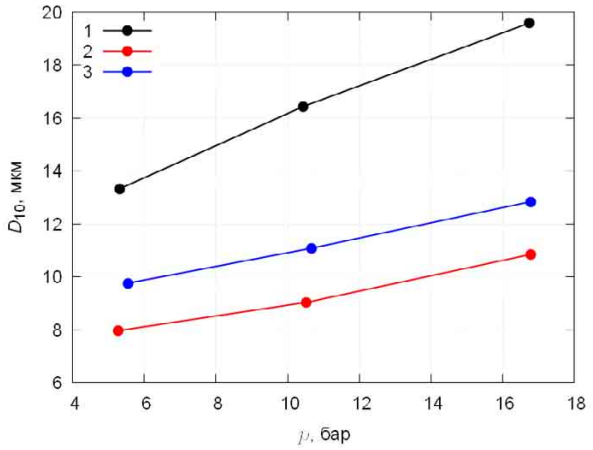


Рис. 2. Зависимость среднего диаметра капель D_{10} от избыточного давления воды p в случаях до скачка уплотнения (1), после его фронта (2), без скачка (3)

На рис. 3 представлена зависимость среднего диаметра D_{10} капель двухфазного дозвукового потока повышенных полных давления и температуры, измеренного на различном расстоянии от форсунки. Примечательно то, что для температуры, что гораздо ниже температуры кипения при статическом давлении потока, превалирует преимущественно процесс газодинамического дробления. При повышенной температуре потока реализуется как дробление, так и полное испарение капель относительно малого диаметра.

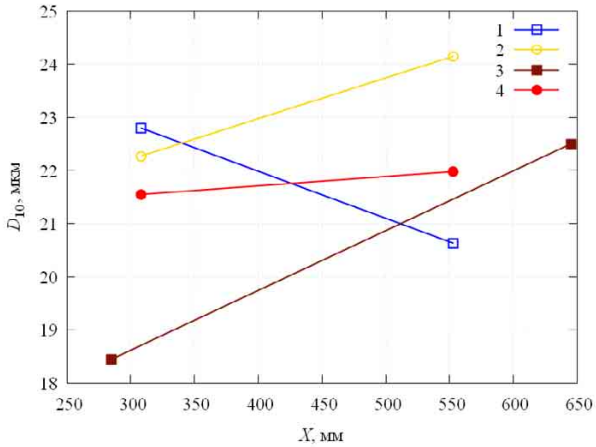


Рис. 3. Изменение среднего размера капель при движении внутри камеры двухфазного потока при различных значениях температуры: 1 – T=20 С, 2 – T=150 С, 3 – T=245 С, 4 – T=323 С

4 Заключение

В работе проведена разработка метода оптического прямого измерения свойств распыла жидкости в потоке газа. Метод позволяет измерять не только размеры капель, вычислять усредненные характеристики, но также проводить визуализацию форму капель, что дает дополнительную информацию о степени формирования распыла при его газодинамическом дроблении. Метод апробирован для газокапельных потоков при различных его параметрах, таких как скорость, полные температура и давление. Для корректного применения методики дополнительно использованы методы скоростной (теневой и шлирен) визуализации, метод PIV.

Показано, что при взаимодействии струи с наклонной поверхностью происходит распыление жидкости, измерено пространственное распределение усредненных размеров капель и их скоростей движения при различных углах наклона и избыточном давлении жидкости. В случае сверхзвуковых течений с полным давлением 1 бар и температурой 300 К показано, что на фронте косого скачка уплотнения происходит поворот газокапельного потока с существенным изменением средних характеристик распыла по сравнению со случаем без скачка. Измерения свойств распыла жидкости в случае дозвукового потока при полной его температуре до 600 К показывают, что с ростом последней происходит увеличение среднего диаметра капель, что может быть объяснено интенсивным испарением капель в камере. Результаты выполненных измерений могут иметь применение при верификации численных программных комплексов моделирования двухфазных течений, для которых характерна значительная разница пространственных масштабов, таких как характерный диаметр капли и размер течения.

Список использованных источников

[1] Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics ed. C. Tropea et al. Springer Berlin, Heidelberg 2007.

[2] M. Raffel et al. Particle Image Velocimetry. A Practical Guide. 3rd edition. Springer International Publishing AG, part of Springer Nature 2018.

[3] Савельев А.С., Метод обработки теневых фотографий факела распыла жидкости // Вестник ОИВТ РАН, 2019, т.2, сс. 69-74, DOI: 10.33849/2019114.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ПУЛЬСИРУЮЩЕМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОМ ДВИГАТЕЛЕ

В.В. Миронов[1], А.С. Васютичев[1], Д.Н. Хабаров[1], Н.Д. Селиверстов[1], А.К. Левин
[1] АО ГНЦ «Центр Келдыша»

Представлены результаты моделирования рабочего процесса в пульсирующем воздушно-реактивном двигателе (ПуВРД). Численная модель построена на основе решения нестационарных уравнений Эйлера для невязкого сжимаемого газа. На неструктурированных сетках применен метод конечных объемов и явная схема TVD-типа, имеющая второй порядок точности. Интегрирование по времени выполнено методом Рунге-Кутты второго порядка. Проведено сравнение результатов расчета с полученными экспериментальными данными. Результаты расчетов показали, что применение нестационарных уравнений Эйлера позволяет достоверно воспроизвести основные характеристики рабочего процесса в ПуВРД.

SIMULATION OF THE WORKING PROCESS IN THE PULSEJET ENGINE

V.V. Mironov[1], A.S. Vasutichev[1], D.N. Khabarov[1], N.D. Seliverstov[1], A.K. Levin
[1] JSC «Keldysh Research Center», Moscow, Russia

The results of modeling the working process in a pulsejet engine (PJE) are presented. The numerical model is based on the solution of unsteady Euler equations for inviscid compressible gas. On unstructured grids, the finite volume method and an explicit TVD-type scheme with second-order accuracy are applied. Time integration is performed using the second-order Runge-Kutta method. The calculation results are compared with the obtained experimental data. The calculation results have shown that the use of unsteady Euler equations allows for reliable reproduction of the main characteristics of the working process in the PJE.

1 Введение

С начала XX века было проведено множество теоретических и экспериментальных исследований рабочего процесса в ПуВРД. За это время в мире представлен широкий спектр конструктивных исполнений, каждое из которых имеет множество модификаций. Однако, на сегодняшний день, нет общепринятой методики расчета и проектирования ПуВРД. Остается актуальной задача масштабирования конструктивных параметров данных энергетических устройств. Модификация геометрии проточной части тракта приводит к непредсказуемым изменениям рабочих параметров силовой установки.

Актуальность работы обусловлена потребностью в совершенствовании методологической базы расчета и проектирования ПуВРД в обеспечении их максимальной энергетической эффективности при минимальных производственных затратах.

Целью работы является разработка комплексной методики расчета и проектирования ПуВРД, обеспечивающей детальное описание рабочего процесса и получение интегральных характеристик силовой установки.

2 Эксперимент

Для проведения исследования был спроектирован и изготовлен демонстрационный бесклапанный ПуВРД, являющийся развитием схемы Дональда Лэрда. Конструкция двигателя включала три основных элемента проточного тракта: входной патрубок, камеру сгорания и резонансную трубу. Экспериментальная установка была спроектирована с учетом необходимости проведения многократных испытаний и возможности модификации отдельных узлов, что достигается применением различных типов разъемных соединений. Все элементы двигателя были изготовлены из нержавеющей жаропрочной стали марки 12Х18Н10Т. Трехмерная модель экспериментальной установки представлена на рис. 1.

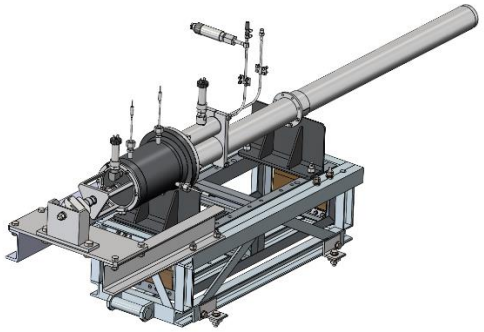


Рис. 1. Трехмерная модель экспериментальной установки

3 Математическая модель

Трехмерная расчетная модель включала в себя наружную среду, аэродинамический клапан, камеру сгорания и резонансную трубу.

В данной расчетной модели был принят следующий ряд допущений и ограничений: воспламенение имитировалось локальным объемным источником тепловыделения; вязкость и теплопередача между стенками и потоком газа отсутствовала.

Математическая модель реализована посредством численного решения системы нестационарных уравнений Эйлера, описывающих динамику невязкого сжимаемого газового потока. Для замыкания системы использовалось уравнение состояния идеального газа. Пространственная дискретизация уравнений Эйлера выполнена методом конечных объемов на неструктурированных расчетных сетках. Для повышения точности вычислений применена явная схема TVD-типа второго порядка. Интегрирование по времени было выполнено с использованием метода Рунге-Кутты второго порядка.

В качестве рабочей среды рассматривалась топливо-воздушная смесь (ТВС), в состав которой входили воздух и бензин.

Моделирование процесса горения представляет собой одну из наиболее сложных задач в области термодинамического анализа. Применение детальной химической кинетики ограничено из-за высоких вычислительных затрат. Вычислительные ограничения обусловлены необходимостью одновременного определения равновесного состава и времени воспламенения ТВС, что требует учета более 100 компонентов для углеводородных топлив и высокой разрешающей способности расчетной сетки в зоне распространения фронта пламени.

В рамках проведенного исследования были реализованы различные подходы к моделированию процесса горения.

Самым базовым из рассмотренных подходов был метод явного задания периода колебаний, основанный на аналитическом расчете или экспериментальных данных. Данный подход предполагает вычисление осредненных значений параметров в камере сгорания через заданные интервалы времени. На основе полученных данных определяется термодинамическое равновесное состояние реагирующих веществ, а рассчитанное изменение энтальпии используется в качестве объемного источника тепловыделения в камере сгорания [1].

Второй подход к моделированию горения базируется на использовании среднего значения осевой скорости как критерия воспламенения, при этом физический механизм процесса характеризуется достижением экстремального давления в момент перехода скорости через нулевое значение. Данный метод позволяет корректно учитывать тепловыделение в камере сгорания, где изменение энтальпии, эквивалентное тепловому потоку (теплоте реакции), определяет интенсивность объемного источника энергии в процессе горения [2].

Третий подход заключается в определении величины расхода рабочего тела, поступающего из резонансной трубы в камеру сгорания, в качестве критерия воспламенения. Данный критерий базируется на том положении, что продукты сгорания предыдущего цикла, находящиеся в резонансной трубе, создают необходимое условия для воспламенения новой порции ТВС, находящейся в камере сгорания.

Во всех трех подходах термодинамические свойства продуктов сгорания определяются из расчета равновесного состояния с использованием программного комплекса Cantera. Время горения было получено путем моделирования детальной химической кинетики в идеализированной модели реактора, где начальные условия соответствовали средним параметрам в камере сгорания в момент воспламенения. Полученное значение было установлено в качестве времени работы объёмного источника тепловыделения в камере сгорания.

4 Результаты

В результате расчётов были получены зависимости физических величин в камере сгорания от времени. Для запуска модели дополнительно подавался воздух во входной патрубок с расходом 0.005 кг/с на протяжении 0.2 секунды. В качестве критерия воспламенения в этом расчёте является изменения знака средней скорости в камере. На рис. 3 представлена зависимость средней температуры в камере от времени, на рис. 3 – зависимость среднего значения давления от времени.

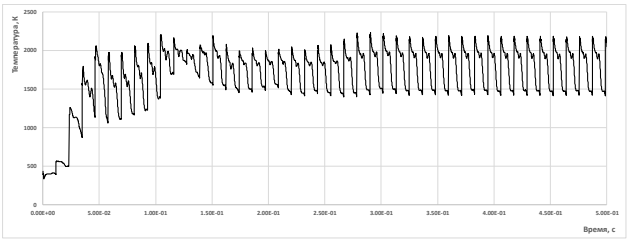


Рис. 2. Зависимость средней температуры в камере от времени

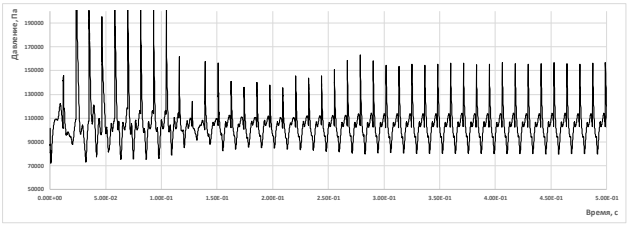


Рис. 3. Зависимость среднего давления в камере от времени

Сравнение расчетных и экспериментальных значений статического давления в камере сгорания представлено на рис. 4.

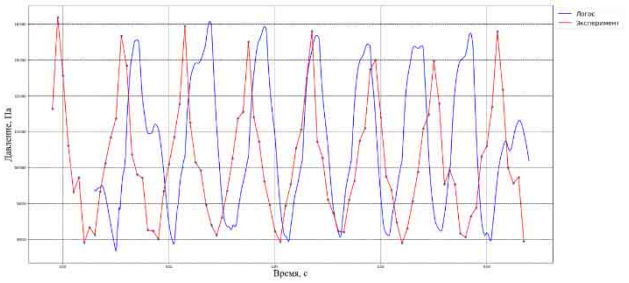


Рис. 4. Эволюция распределения статического давления в КС: синяя линия – расчет; красная линия – эксперимент

Полученные результаты показали качественное и количественное согласование их между собой. Отличия в величине давления в КС составили всего 2 %. Средняя по времени частота работы двигателя, полученной в вычислительном эксперименте, отличалась от измеренной на 8 %. Отличие в частоте работы обусловлено отсутствием учета в модели влияния турбулентности в процессах горения и теплопередачи между потоком газа и стенками конструкции. Полученные данные подтверждают возможность адекватного описания рабочего цикла ПуВРД с помощью нестационарных уравнений Эйлера. Испытания также подтвердили возможность запуска двигателя без предварительного прогрева стенок конструкции.

Также, в результате расчётов были получены зависимости физических величин в камере сгорания от времени. Для запуска модели дополнительно подавался воздух во входной патрубок с расходом 0.005 кг/с на протяжении 0.2 секунд. В качестве критерия воспламенения в этом расчёте является изменения знака средней скорости в камере. На рисунке 2 приведена зависимости средней температуры в камере от времени, на рисунке 3 – зависимость среднего давления от времени.

5 Заключение

Разработан вычислительный метод моделирования рабочего процесса в ПуВРД.

Разработан, изготовлен и испытан экспериментальный образец ПуВРД.

Полученные результаты продемонстрировали возможность применения нестационарных уравнений Эйлера для моделирования рабочего процесса в ПуВРД.

Предложенная методика численного моделирования позволит проводить оптимизацию конструкций современных ПуВРД для повышения их эксплуатационных характеристик. Дальнейшие исследования планируется направить на учет влияния турбулентности в процессах горения, теплопередачи между стенками и потоком газа, а также расширения модели для анализа работы двигателя в различных режимах полета.

Список использованных источников

[1] Кутателадзе, С.С. Основы теории теплообмена / С.С. Кутателадзе. – Москва : Атомиздат, 1979. – 48 с.

[2] Алексеев Б.В., Бабаков А.Г., Горбенко В.А. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1989. - 480 с.

[3] David G. Goodwin, Harry K. Moffat, Ingmar Schoegl, Raymond L. Speth, and Bryan W. Weber. Cantera: An object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes. https://cantera.org, 2024, Version 3.1.0. doi: 10.5281/zenodo.14455267.

РАЗДЕЛ X

МЕТОДОЛОГИЯ И ЦИФРОВИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРАГНИЗАЦИЕЙ

МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ОБОСНОВАНИЯ СТОИМОСТИ РАБОТ В ЧАСТИ ПРЯМЫХ ЗАТРАТ ПО ОСНОВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ФАУ "ЦИАМ ИМ. П.И. БАРАНОВА" ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ПРОЕКТОВ

А.В. Тарасов, А.Д. Пиунов, Г.Н. Дёгрик
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В докладе описаны методы определения и обоснования стоимости прямых затрат, применяемых при планировании проектов по основной деятельности ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» в зависимости от вида работ. Доклад раскрывает основные принципы распределения и группировки работ, приводятся примеры разработанных подходов к определению стоимости прямых затрат. В рамках доклада будет представлено краткое теоретическое обоснование темы, а также рассмотрены результаты применения методик на практике при планировании проектов.

METHODS FOR DETERMINING AND JUSTIFYING THE COST OF WORK IN TERMS OF DIRECT COSTS OF THE MAIN ACTIVITY OF THE CIAM WHEN PLANNING PROJECTS

A.V. Tarasov, A.D. Piunov, G.N. Degrik
CIAM, Moscow

The report provides an idea of the methods of determining and justifying the cost of direct costs used in planning projects for the main activities of the CIAM, depending on the type of work. The report describes the basic principles of the distribution and grouping of work, provides examples of developed approaches to determining the cost of direct costs. The report will provide a brief theoretical justification of the topic, as well as consider the results of applying the techniques in practice when planning projects.

1 Введение

В рамках осуществления основной деятельности ФАУ «ЦИАМ имени П.И. Баранова» (далее – Учреждение, ЦИАМ), которая связана с разработкой научно – технической продукции (НИР и ОКР), комплексными научными исследованиями и испытаниями двигателей, редукторов и трансмиссий, их узлов и систем, элементов конструкций авиационной техники (далее – Основная деятельность), ЦИАМ выполняет значительный комплекс работ, различных по своему характеру и содержанию.

Учитывая многообразие работ и высокий уровень неопределенности условий их выполнения, при оценке работ на стадии планирования проектов, возникла потребность в разработке методик обоснования и определения стоимости работ.

Разработка методик осуществлялась с учетом того, что:

- работы по Основной деятельности должны быть сгруппированы по уровню неопределенности условий их выполнения на стадии планирования;

- методики будут рассматривать только прямые затраты (т.е. непосредственно относящихся к работам), так как косвенные затраты условно предопределены и/или являются производными значениями от прямых затрат;

- в целях обоснования стоимости работ перед заказчиком, методики должны разрабатываться и основываться на принципах ясности, понятности и прозрачности ценообразования.

При разработке методик в качестве методологической базы использованы результаты научно-исследовательских работ по темам, связанным с нормированием труда и расчетом прямых затрат. Подготовка методик велась при непосредственном участии представителей подразделений Основной деятельности.

2 Группировка работ

Для разработки методик определения и обоснования стоимости прямых затрат предложены подходы к группировке работ в зависимости от их вида и присущих им уровня неопределенности.

Выделены следующие группы работ:

- группа 1: экспериментальные работы – т.е. работы, по которым понятен их объем, необходимые технологические операции и сроки их выполнения, а также понятна потребность в трудовых и материальных ресурсах на единицу объема работ;

- группа 2: научные исследования, компьютерное моделирование, разработка программного обеспечения, работы опытного производства без подготовленной конструкторской документации, - т.е. работы, имеющие значительную

долю творчества, по которым есть вероятность получения результатов отличных от первоначально планируемых, что существенно влияет на потребность в материальных и трудовых ресурсах.

Отдельно выделены работы (группа 3) по разработке конструкторской документации, работы опытного производства при наличии конструкторской документации, работы, связанные с монтажом / демонтажем объектов испытаний, как имеющие понятную потребность в материальных и трудовых ресурсах на единицу объема работ, определенную профильными организациями и закрепленную в общедоступных нормативных документах [1, 2].

Проведенный анализ состава работ по Основной деятельности ЦИАМ и их группировка в зависимости от их вида и признаков позволила систематизировать и выработать / выбрать методы по определению стоимости прямых затрат.

В результате предложено использовать:

- по 1-ой группе работ - метод прямого калькулирования затрат;

- по 2-ой группе работ – экспертный метод;

- по 3-ей группе работ использовать имеющиеся разработанные нормативные справочники потребности в материальных и трудовых ресурсах с их уточнением под деятельность ЦИАМ.

3 Метод прямого калькулирования затрат на примере экспериментальных работ

Теоретическое обоснование метода выполнено в научно-исследовательской работе по теме «Разработка проекта методики расчета себестоимости проведения эксперимента с учетом межотраслевой интеграции».

Данный метод предполагает:

- декомпозицию сложного процесса на элементарные подпроцессы, которые поддаются расчету методом прямого калькулирования затрат, на подготовительном этапе, этапе проведения испытаний, этапе после проведения испытаний;

- разделение работ для определения мест возникновения затрат между технологическими системами и оборудованием (обеспечение проведения испытаний) и стендовым оборудованием;

- в день проведения испытаний и в день после проведения испытаний: формирование состава технологических процессов, необходимых для проведения испытаний, включая определение потребности в материальных и трудовых ресурсах с систематизацией полученных данных о потребностях в разрезе сменных заданий;

- для этапа проведения испытаний:

а) составление перечня режимов работы технологических систем и оборудования с определением по каждому из них потребности в ресурсах на основе задействованного оборудования и трудовых ресурсов;

б) составление перечня режимов работы стендового оборудования, исходя из видов испытаний, с определением по каждому из них потребности в материальных и трудовых ресурсах.

- при определении потребности в трудовых ресурсах использование технически обоснованных норм, полученных путем наблюдения и хронометража.

Практика применения рассматриваемого метода показала положительные эффекты, заключающиеся в точных оценках, получаемых при определении прямых затрат и прозрачности ценообразования для заказчика работ на стадии планирования.

4 Экспертный метод на примере работ, связанных с научными исследованиями

Теоретическое обоснование метода выполнено с учетом результатов, полученных в научно-исследовательских работах по темам «Разработка проекта единой методики определения трудоемкости научно-исследовательских работ с учетом межотраслевой интеграции» и «Разработка методического аппарата определения нормативов трудоемкости работ, связанных с созданием научно-технической продукции» [3].

Данный метод предполагает:

- формирование и утверждение шаблонов типовых проектных задач, охватывающих полный комплекс работ, связанных с научными исследованиями;

- определение базовых значений трудоемкости исполнителей типовых проектных задач в разрезе ролей трудовых ресурсов на основе аналогичных работ, выполненных ранее в ЦИАМ;

- для приведения базовых значений трудоемкости к реальным использование системы факторов, влияющих на трудоемкость как в сторону ее увеличения, так и уменьшения;

- при использовании факторов учитывать условия их применения, позволяющих повысить точность получаемых оценок потребности в трудовых ресурсах.

Разработка факторов и условий их применения выполнялась на основании теоретических изысканий,

отраженных в научно-исследовательской работе «Разработка методического аппарата определения нормативов трудоемкости работ, связанных с созданием научно-технической продукции» [5] силами экспертов из научных подразделений ЦИАМ, являющихся непосредственными исполнителями работ.

При разработке факторов до их применения проводилась апробация на практике путем план-фактного анализа, т.е. путем оценки сходимости результатов плановых и фактических значений трудоемкости по итогу выполнения работ.

Несмотря на то, что данный метод не имеет достаточной точности по сравнению с методом прямого калькулирования, его применение обеспечивает:

- установление правил ценообразования, понятных как для исполнителя, так и заказчика работ;

- подробную детализацию стоимости по планируемым работам;

- снижение влияния субъективных факторов при оценке стоимости работ.

5 Заключение

Учитывая, что рассматриваемые подходы и методы к ценообразованию, имеют положительные эффекты и позволяют решать ряд задач, поставленных перед Учреждением, данное направление является важным и актуальным.

Список используемых источников

[1] «Типовые нормативы времени на разработку конструкторской документации. Шифр 13.01.01» (утв. ФГБУ «НИИ ТСС» Минтруда России 07.03.20214 №003);
[2] Государственные элементные сметные нормы.
[3] Научно-исследовательская работа по теме: «Разработка методического аппарата определения нормативов трудоемкости работ, связанных с созданием научно-технической продукции» (д.э.н. А.Г. Подольский, 85 с. - 2023 год).

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К БЮДЖЕТИРОВАНИЮ НА СТАДИИ ПЛАНИРОВАНИЯ КОСВЕННЫХ РАСХОДОВ

О.С. Строганова, Е.И. Кириленко
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В статье обозначена важность процесса бюджетирования в части планирования косвенных расходов и необходимость его автоматизации в учреждении. Описана обобщающая информация о процессе автоматизации планирования отдельных бюджетов путем внедрения программного продукта. Рассмотрены особенности внедряемого программного продукта на базе 1С: ERP+PM Управление проектной организацией 2. Определена значимость автоматизации сбора бюджетов с детализацией необходимых показателей в целях управленческого учета.

A METHODICAL APPROACH TO BUDGETING AT THE PLANNING STAGE OF INDIRECT COSTS

O.S. Stroganova, E.I. Kirilenko
CIAM, Moscow, Russia

The article present the importance of the budgeting process in terms of indirect cost planning and the need for its automation in the institution. Summary information about the process of automating the planning of individual budgets through the implementation of a software product is described. The features of the implemented software product based on 1C: ERP+PM Project organization management 2 are considered. The importance of automating budget collection with details of necessary indicators for management accounting purposes is determined.

1 Введение

Бюджетирование представляет собой важный инструмент управленческого учета, включающий в себя процесс разработки целевых установок учреждения. Бюджетирование включает в себя несколько стадий – планирование, учет, контроль и анализ его фактической реализации в стоимостных и натуральных показателях.

В настоящем времени повышаются требования как к количеству, так и качеству предъявляемой информации для планирования и анализа, возрастает роль оперативности получения данных. В связи с этим в учреждении появляется необходимость проработать вопрос методологии и автоматизации процесса бюджетирования. Встает цель внедрить специализированную программу, соответствующую всем требованиям к сбору запрашиваемой информации.

В данной статье рассмотрим один из элементов бюджетного процесса – планирование косвенных расходов, который проходит определенный этап автоматизации в учреждении.

Бюджет косвенный расходов является важной составной частью общего бюджета учреждения, который включает в себя расходы, не относящиеся к прямым производственным расходам.

2 Цели и задачи управления косвенными расходами

Целями управления косвенными расходами являются: снижение уровня неопределенности планируемых мероприятий; совершенствование процесса управления финансами; прозрачность распределения косвенных расходов.

Автоматизация позволит решить ряд задач для управления косвенными расходами: сокращение трудоемкости и стоимостных затрат по формированию планов, а также повышение оперативности составления планов, отчетов, структуризация информации по планированию за предыдущие периоды, исключение задержки необходимой информации, повышение производительности в различных сферах, связанных с областью планирования, повышение достоверности результатов, снижение риска ошибок по причине человеческого фактора и несоответствия данных, используемых в различных отчетах, усовершенствование процессов сбора, передачи, обработки, хранения, защиты целостности и секретности информации и процессов выдачи результатов расчетов конечному пользователю.

Руководству учреждения важна своевременная и актуальная аналитическая информация, необходимая для принятия

управленческих решений. Предоставляется данная информация посредством управленческой отчетности.

3 Мероприятия по созданию методик для формирования системы бюджетирования

Перед этапом автоматизации процесса бюджетирования в программный продукт в учреждении должна быть сформирована методика, описывающая данный процесс, определены структуры бюджетов, создана политика управленческого учета, сформирована финансовая структура учреждения, обозначены центры финансовой ответственности. В итоге должны быть сформированы общие требования для возможности выбора подходящего программного продукта, соответствующего целям и задачам учреждения в части бюджетирования.

4 Этапы автоматизация планирования косвенных расходов

В учреждении должна быть сформирована информационная база и отлажена система сбора данных для нее.

Рассмотрим необходимые этапы для реализации автоматизации бюджетного процесса в учреждении на **Рис.1.**

Рис. 1. Этапы автоматизации

Подготовка требований к ТЗ для Подрядчика произведена на основе разработанной методики. В соответствии с требованиями пройден этап выбора программного продукта.

Для нашего учреждения, после ознакомления ряда предложений, был выбран программный продукт-«**1С: ERP+PM Управление проектной организацией 2»**.

Система дает возможность сделать расчет БДР, БДДС проекта, сформировать бюджет доходов и расходов организации. Существует возможность доработок специалистами по 1С. Решения с открытым кодом разработаны на платформе «1С: Предприятие 8» - самой популярной технологической платформе для повышения эффективности управления и учета более чем в 1 500 000 организаций, от малого бизнеса и индивидуальных предпринимателей до крупнейших корпораций и госструктур [1].

Совместно с Подрядчиком разрабатывалась конфигурация системы, в которую были включены доработки, соответствующие нашим требованиям. Ниже рассмотрим несколько методов сбора данных в части косвенных расходов.

5 Методы сбора данных в части косвенных расходов

В учреждении у каждого вида бюджета определена своя структура. Для создания бюджетов в «1С: ERP+PM Управление проектной организацией 2» с разными структурами принято решение разделить бюджеты подразделений на разные типы.

Первый тип бюджета имеет структуру, в которой содержатся только собственные статьи затрат, за которые отвечает центр финансовой ответственности, наименование в учреждении таких бюджетов-«БКР 1».

Второй тип бюджета имеет структуру, в которой содержаться собственные статьи затрат, за которые отвечает центр финансовой ответственности, а также статьи затрат «распределяемые», автоматически попадающие из «БКР 1» - других функциональных бюджетов, наименование данного типа-«БКР 2».

Таким образом, каждое подразделение заполняет бюджет в зависимости от своей потребности и ответственности, а также с учетом временного интервала утверждения БКР первого либо второго типа.

По итогам формирования БКР 1 и БКР 2 бюджеты проходят согласование в установленном порядке. После согласования всех БКР формируются бюджеты общепроизводственных и общехозяйственных расходов и рассматриваются на заседании бюджетного комитета. По итогам заседания бюджетного комитета до каждого центра финансового ответственности в системе доводятся утвержденные лимиты, на основании которых корректируются и утверждаются итоговые БКР.

Целью автоматизации бюджетного процесса на стадии планирования является

формирование и утверждение сводных бюджетов в виде отчетов, созданных в программном продукте.

Горизонт планирования бюджетов составляет три года.

В каждом из бюджетов предусмотрено заполнение карточки ответственных, где обозначены куратор центра финансовой ответственности, руководитель центра финансовой ответственности, которые согласовывают и утверждают бюджет и специалист центра финансовой ответственности, который непосредственно вводит и корректирует данные в системе.

Статьи затрат, определенные в бюджетах, также имеют свой вид по типу сбора данных. Статьи затрат разделены на лимитные, контролируемые-лимитные и распределяемые виды.

Сбор данных по косвенным расходам формируется в пяти «расшифровках» - видах ресурсного обеспечения, каждая из которых включает ряд аналитик, которые помогают собрать ту или иную информацию, необходимую для целей управленческого учета. «Расшифровка» в данном контексте означает набор полей для ввода данных, часть из которых автоматизированы с помощью алгоритмов.

На **Рис. 2** рассмотрим виды ресурсного обеспечения, используемые в учреждении.

Рис. 2. Виды ресурсного обеспечения

Также для согласования и утверждения бюджетов в учреждении была разработана статусно-ролевая модель. Утверждены бизнес-процессы для внедрения в программный продукт.

Для пользователей системы разработана инструкция для работы в «1С: ERP+PM Управление проектной организацией 2», в подсистеме «БКР» именно для формирования плана в части косвенных расходов.

6 Заключение

Автоматизированная система сбора данных косвенных расходов значительно сокращает трудоемкость, повышает оперативность составления необходимых планов для управленческого учета.

Работа в общей системе, в данном случае в «1С: ERP+PM Управление проектной организацией 2», позволяет грамотно, а также с учетом заданных аналитик детально спланировать информацию, а также сформировать данные в разные виды отчетов.

В доработках базовой конфигурации «1С: ERP+PM Управление проектной организацией 2» для совершенствования системы под требования учреждения участвовала компания ООО «АйтиЛенд-Софт».

В перспективе стоит задача автоматизировать процесс исполнения бюджетов, а также доработать в программе формирование план-фактного анализа по критериям, необходимым в учреждении для управленческого учета.

В дальнейшем предполагается автоматизировать процесс бюджетирования по всем видам бюджетов.

Список использованных источников

[1] Itland. Эффективность проектного бизнеса. https://itland.ru/products/epm/ дата обращения 10.03.2025 г.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНЧЕСКОГО УЧЕТА ЦИАМ НА БАЗЕ 1С:ERP+PM И 1С:ДОКУМЕНТООБОРОТА

к.ф.-м.н. Гл. Третьяков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе описываются основные принципы построения разработанной и внедренной в 2021 году в ЦИАМ информационной системы на базе двух конфигураций 1С: ERP+PM и Документооборот 2.1 для решения широкого комплекса двух типов задач: 1) автоматизации и управления процессом создания и заключения договорных документов с покупателями-заказчиками; 2) учету, хранению и обработке аналитической информации по всем проводимым в ЦИАМ работам/проектам в рамках основной деятельности. Высокая достоверность и оперативность аналитической и управленческой информации достигается за счет автоматизации бизнес-процессов, расчетных алгоритмов и глубокой интеграции двух систем 1С.

PRINCIPLES OF CONSTRUCTING A MANAGEMENT SYSTEM CIAM BASED ON 1C-ERP+PM AND 1C-DOCUMENT MANAGEMENT

Ph.D. G.L. Tretiakov
CIAM, Moscow, Russia

The paper describes main principles of building an information system developed and implemented in CIAM in 2021 based on two 1C systems: ERP+PM and Document management 2.1 for solving a broad range of two types of tasks: 1) automation and management of the process of creating and concluding contractual documents with customers/clients; 2) accounting, storage and processing of analytical data for all works/projects conducted at CIAM as part of its core business. The high reliability and efficiency of analytical and management information is achieved through the automation of business processes, computational algorithms and deep integration between two 1C systems.

1 Введение

Основная деятельность, осуществляемая в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (далее ЦИАМ), представляет собой проектную деятельность, где каждая выполняемая работа является проектом, со своим руководителем, календарным планом работ, финансовыми этапами, закрываемыми отдельными Актами (далее Этапы). За каждым заключаемым / выполняемым/ закрытым проектом, стоит целый пакет договорных документов, в которой могут входить документы типа:

(А) Расчетно-калькуляционные материалы (РКМ), Договор или Счет-Оферта, Доп. Соглашения (ДС), Протоколы (урегулирования) Разногласий П(У)Р, Акты, «Оплаты» и т.п..

Документов типа Договор или Счет-Оферта может быть не более одного на Проект, документов остального типа может быть много. Значительная сложность ведения договорной деятельности в ЦИАМ, а также сбора и анализа актуальной информации по заключаемым/ выполняемым/ завершенным работам обусловлена следующими особенностями:

- большим количеством заключаемых в течение года «доходных» договоров - Проектов (несколько сотен) и большим количеством официально выданных РКМ (коммерческих предложений), необязательно переходящих в Договора;
- многоэтапностью работ – на один Проект часто приходится 2-3 и более Этапов работ, каждый из которых закрывается одним Актом, и поэтому по сути представляет отдельную законченную работу;
- частым изменением Технического Задания и/или требуемых сроков исполнения по уже заключенным договорам, что влечет: официальное изменение цен Этапов и/или Сроков работ, «расщепление», «слияние» или отмену Этапов работ. Все это сопровождается заключением новых договорных документов ДС и/или П(У)Р.

В связи с этими особенностями в ЦИАМ остро стояли такие практические вопросы как:

- Какие договорные документы в настоящий момент «Утверждены» (заключены), «Оформляются в ЦИАМ», «Оформляются у Заказчика» (уже подписаны в ЦИАМ и рассматриваются Заказчиком), по каким документам идет оформление Протоколов (Урегулирования) Разногласий и в каких они статусах? Какие

документы и как долго находятся на рассмотрении у Заказчиков?

- Как получить в «онлайн» режиме *реестр* всех Этапов работ ЦИАМ, содержащий информацию по Цене, по срокам, и т.п.? Какой Статус у Этапа: Закрыт (актом), Оформляется (готовится заключиться в рамках оформляемого Договора, ДС, П(У)Ра), Заключен, Аннулирован или был только создан РКМ (принятый / не принятый заказчиком?). Плюс необходимо «видеть» разнообразную управленческую аналитику: например, «Признак ГОЗ» - Да/Нет, «Источник финансирования» - Коммерческий/ Бюджетная/…, «Вид работы» - НИР/ НТУ/ ОКР… и т.п.
- Какие Этапы должны быть «закрыты» в следующем месяце, Акты на какие работы готовить? Какая плановая выручка по уже утвержденным / оформляемым Этапам работ?
- Если у Этапа работы была «утвержденная» цена 1 млн.руб., а потом она стала 2 млн.руб., то каким договорным документом оформлено изменение цены, если по этому проекту было 8 Доп. Соглашений и 12 Протоколов разногласий?

Отдельно стоял вопрос по внедрению системы документооборота, которая обеспечивала бы сложные бизнес-процессы по созданию, согласованию, подписанию, отправке и получению договорных или иных проектных документов; хранению электронных версий документов, ведению журнала передач документов и самое главное - которая была бы сопряжена с системой хранения/расчета общей аналитической информации по проектам и этапам работ. В частности, необходимо было автоматизировать расчет данных по Проекту в зависимости от того, что тот или иной договорной документ получил отметку Подписан / Утвержден или был «Расторгнут» / Не заключен.

Таким образом, в ЦИАМ пришли к необходимости создания информационной системы управленческого учета, решающей этот комплекс задач. Систему решили назвать «*Управление Проектными Договорами» (Система УПД ЦИАМ).*

2 Принципы построения Системы

Для реализации Системы УПД ЦИАМ были выбраны конфигурации: «1С:ERP+PM Управление проектной организацией 2» (кратко 1С:ERP+PM) в связке с «1С:Документооборот 2.1» с добавленным «ГиперРасширением» от компании «Академия Документооборота». Проект по внедрению разбили на два основных этапа:

Этап 1: внедрение 1С:ERP+PM (подрядчик компания «ITLand», разработчик модуля 1С:PM, руководитель проекта И.А. Смерников).

Этап 2: внедрение 1С:Документооборота, интегриро-ванного с 1С:ERPM+PM (подрядчики «ITLand» и «Академия Документооборота», руководитель проекта А.А. Бирюков).

2.1 Основные решения по Этапу 1

Было решено и реализовано:

1. Определены 3 основные объекта системы: «Проект», «Документ-Основание» (далее Д-О) и «Этап». На **Рис. 1** представлен общий вид начальной формы системы, где в верхней части отображен реестр проектов, а в нижней части список Д-О и всех Этапов, соответствующий выделенному проекту.

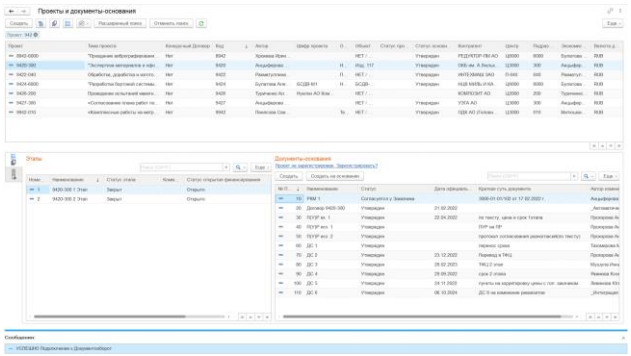


Рис. 1. Форма «Проектов, Д-О и Этапов»

2. Карточка Д-О (доработка 1С-ERP+PM) единообразна для всех типов договорных документов, перечисленных в п. (А), за исключением Акта и Оплаты (стандартные документы 1С-ERP+PM). За *тип* договорного документа отвечает реквизит «Тип Д-О». Для каждого типа договорного документа определен свой набор *статусов*, который документ данного типа может принимать, см. **Рис. 2**.

Этапы работ создаются в виде строк в табличной части документов-основаниях.

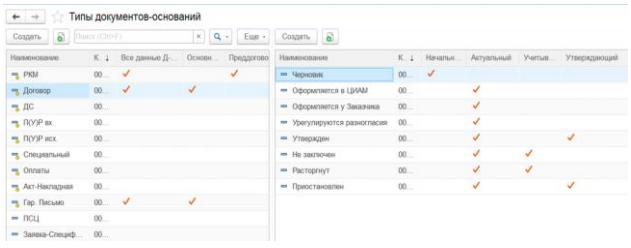


Рис. 2. Настройка Типов Д-О и их Статусов

3. Было решено, что основным ключевым управленческим отчетом будет «Универсальный отчет», содержащий информацию по всем заведенным в систему Этапам работ. Одна строка отчета содержит максимальную управленческую/ аналитическую

информацию по одному Этапу работ. Выгрузка универсального отчета реализована по отработанной ранее в «1С:Бухгалтерии» схеме: из 1С в Базу данных SQL, затем через механизм ODBC происходит загрузка «универсального отчета» в «умную таблицу» в Excel. Подрядчик предложил использовать инкрементную выгрузку данных из 1С:ERP+PM в БД MS SQL по Проектам. При сохранении Проекта или Д-О по проекту происходит вначале перерасчет параметров по проекту и затем происходит выгрузка данных в БД SQL по данному проекту с удалением предыдущей информации. Таким образом, обеспечивается «онлайн» режим выгрузки данных.

4. Составлен перечень реквизитов (>100), относящихся к Проектам, Этапам работ и Договорам, необходимый для проведения анализа с целью принятия управленческих решений и для построения всевозможных регулярных отчетов. Произведена классификация всех реквизитов:

- По месту заведения: Проект, Д-О, Этап. Например, «Цена с НДС, руб.» - реквизит Этапа; «Признак ГОЗ» - реквизит Д-О, так возможно в Договоре определено, что работа не относится к ГОЗ, но в дальнейшем заключается ДС с указанием, что работа относится к ГОЗ; реквизиты Заказчик, «Вид работы» (ОКР/ НИОКР/ НИР…) задаются в объекте Проект.
- Введен класс «Расчетных реквизитов» по проекту. Последовательно заключаемые по одному Проекту договорные документы могут менять договорные условия: Тему работы, Сроки работ, Стоимость и количество Этапов, Признак ГОЗ и т.п. Для таких реквизитов решили создать их «расчетные» аналоги. Расчет значения по конкретному реквизиту производится по упорядоченному (по порядковому номеру) набору «актуальных» Д-О, в которых:

  а) зафиксировано изменение этого реквизита;

  б) статус документа относится к «актуальному», (означает, что документ или оформляется, или утвержден - подписан с двух сторон).

  Для двух аналитик «Дата окончания» и «Цена Этапа», принципиально важных для принятия управленческих решений по проекту, сделали по два типа расчетных реквизитов: «актуальных», как описано выше, и «утвержденных». «Цена Этапа Утвержденная» - это расчетная цена, которая, в отличие от «Актуальной», сформирована только по набору «утвержденных» документов. Дополнительно создали два реквизита «Статус Актуальной Цены (Даты Окончания)», отражающие Статус самого последнего в наборе актуального Д-О, меняющего Цену (Дату Окончания). Как пример использования: расчет годовой прогнозной выручки в ЦИАМ идет по «Актуальной Цене Этапов», а по «Утвержденной Цене Этапов» строятся всевозможные отчеты для внешних контролирующих органов.
- Введен класс «Исторических реквизитов» относящихся к Этапам работ. Сюда отнесли реквизиты, которые не определяются договорными документами, например, такие как «Прогнозный курс валюты» (если валюта проекта не рубль), «Дата То» - дата события с которого начинается расчет срока окончания работы, если в Этапе установлен *плавающий* «Тип Даты окончания» и указан «Срок работы в днях от Даты То» (реквизиты, устанавливаемые договорными документами). Также к этому классу отнесли реквизит «Статус Открытия Финансирования по Этапу работы», который проставляется вручную на основе нормативных документов ЦИАМ.

5. Определены принципы перехода информации при создании нового Д-О по проекту из предыдущих Документов-оснований. Ключевым является то, что в создаваемый новый документ полностью переходит (по факту только *отражается*) вся «актуальная» информация по проекту, определяемая ранее созданными Д-О. В новом Д-О, можно поменять любой реквизит в шапке, в табличной части в Этапах, создать новый Этап(ы), отменить старый. Именно эта измененная информация «подсветится» в Д-О и именно она будет сохранена в регистрах БД 1С с привязкой к этому Д-О и дополнительными (вычисляемыми) атрибутами: порядковым номером Д-О и типом «Статуса Д-О» (не учитывать в расчетах если статус= Черновик / Не Заключен; актуальный = если документ Оформляется; утвержден если документ Подписан/Утвержден). Данные атрибуты используются для расчета актуальной информации по Проекту и его Этапам. На **Рис. 3** представлен пример карточки Д-О: ДС 9, где красным выделены изменения вносимые в проект этим договорным документом.

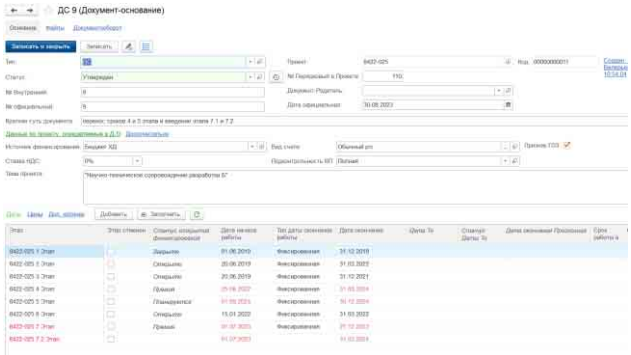


Рис. 3. Пример карточки Д-О

6. Реализован сложный алгоритм расчета «актуальной» и «утвержденной» информации по

Проекту и Этапам с отработкой разных противоречивых ситуаций.

7. Сделана интеграция с системой 1С:БГУ (бух. учета): в нее передаются (создаются) Договора и Этапы, из нее поступают «Оплаты» по Этапам проекта.

8. В системе реализована настраиваемая «Панель ключевых показателей» с дашбордами, отражающими основные аналитические показатели.

2.2 Основные решения по Этапу 2

Было решено и реализовано:

1. При создании нового Проекта в 1С:ERP+PM в 1С:Документооборот создаются два объекта:

- Проект, типовой объект в 1С:Документообороте, в котором автоматически создаётся рабочая группа, определяющая права доступа к будущим договорным документам, а также передаются (в обе стороны) реквизиты из 1С:ERP+PM: «Руководитель проекта», «Ведущий Договорник», «Экономист» - назначенные на проект сотрудники, участвующие в создании и согласовании документов по проекту;

- Папка проекта – групповой элемент внутренних документов 1С:Документооборота, в котором далее создаются «карточки» договорных документов в автоматическом или ручном режиме.

2. При создании Документа-основания в 1С:ERP в 1С:Документооборот автоматически создаётся (по бесшовной интеграции) внутренний документ (карточка), с тем же типом/видом, что и в 1С:ERP. Документ создается в ранее созданной Папке проекта. с автоматически заполняемыми реквизитами. Основной набор реквизитов связан по бесшовной интеграции с аналогичными реквизитами в документе-основании в 1С:ERP+PM, часть реквизитов заполняется автоподстановками. Важнейший реквизит, по которому значение передается в обе стороны - «Статус» документа.

3. Все пользователи, создающие и согласующие договорной документ, подставляются в бизнес-процессы согласования автоматически, через механизм автоподстановок, используя реквизиты объектов «проект», карточки документа или различных вычислений.

4. Для документов с типом Договор, ДС, П(У)Р, Акт было решено, сделать два типа бизнес-процессов согласования: в случае, когда инициатор документа ЦИАМ (исходящие документы, подписывается вначале в ЦИАМ) и когда документ приходит подписанный Заказчиком (входящие документы, ЦИАМ подписывает вторым). Почти каждый бизнес-процесс согласования заканчивается или фактом отражения подписания документа с двух сторон («Статус» документа устанавливается «Утвержден»), или фактом подписания с «Протоколом разногласий» («Статус» документа устанавливается «Урегулируется разногласия), или же документ не согласуется/ прерывается процесс согласования («Статус» документа устанавливается «Черновик»).

5. Для цепочки документов: Договор (ДС) – П(У)Р вход./исход. – П(У)Р исход./вход. – … автоматизирован процесс переключения Статусов документов из «Урегулируются разногласия» в «Утвержден» в случае успешного подписания самого последнего «Прокола разногласий». Ключевой механизм заключается в том, что при создании документа П(У)Р в 1С:ERP+PM в нем автоматически создается ссылка на вышестоящий документ и при срабатывании обмена между системами 1С в Документообороте создается карточка П(У)Р со *связью определенного типа* на вышестоящий документ. Документы в 1С:Документообороте с этим определенным типом связи образуют цепочку документов, по которой «идет» программный скрипт.

6. По мере прохождения определенных стадий согласования/подписания карточки документа в бизнес-процессах через «скрипты» реализована смена значения реквизита «Статуса документа». Измененное значение «Статуса документа» по бесшовной интеграции передается в 1С:ERP+PM в связанный Документ-основание, в котором в зависимости от значения «Статуса» идет пересчет данных по проекту и его этапам с дальнейшей автоматической выгрузкой в БД MS SQL.

3 Заключение

Внедрение описанной в статье информационной Системы УПД ЦИАМ позволило автоматизировать один из сложнейших участков управленческого учета основной деятельности. С помощью онлайн выгрузки данных из этой системы строятся в автоматическом режиме в Excel десятки (!) оперативных/регулярных управленческих и аналитических отчетов.

Такая информационная система будет особенно полезна компаниям, имеющим большой портфель выполняемых проектов, за каждым из которых стоит пакет договорных документов.

Так как в основе Системы УПД находится продукт 1С:ERP+PM, то функционал системы довольно легко может быть расширен или объединен в один контур с Бухгалтерским учетом (за исключением госучреждений), прочим управленческим учетом (Логистика, Закупки, CRM, ТОиР…), а также может быть «включен» полноценный функционал *Управления Проектами* (структурные план-графики, декомпозиции работ, планирование затрат, бюджетирование, назначение и управление ресурсами). В настоящее время в ЦИАМ ведутся работы по внедрению такого функционала.

АВТОМАТИЗАЦИЯ УЧЕТА, ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ОПЫТНЫМ ПРОИЗВОДСТВОМ НА БАЗЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА СПРУТ

Е.Г. Бороновский, А.А. Попов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В докладе рассматривается автоматизация опытного производства на базе программного комплекса СПРУТ. Анализируются ключевые проблемы учета, планирования и управления производством. Определены цели автоматизации, обоснован выбор программного обеспечения и его модулей. Рассматриваются этапы внедрения и ожидаемые результаты. Отмечены области применения и потенциальный эффект от внедрения системы.

AUTOMATION OF ACCOUNTING, PLANNING AND MANAGEMENT OF PRODUCTION BASED ON THE SPRUT SOFTWARE

E.G. Boronovskiy, A.A. Popov
CIAM, Moscow, Russia

The article discusses the automation of pilot production based on the SPRUT software suite. Key issues of accounting, planning, and production management are analyzed. The goals of automation are determined, the choice of software and its modules is justified. Implementation stages and expected results are considered. Application areas and the potential impact of the system implementation are highlighted.

1 Введение

Современное опытное производство сталкивается с рядом проблем, связанных с управлением ресурсами, планированием и оформлением технической документации (ТД) [1,2]. В рамках данного исследования были выявлены ключевые проблемные зоны и разработаны решения на основе автоматизации с применением программного комплекса СПРУТ.

В ходе предварительного обследования подразделения 040 «Опытное производство» выявлены основные проблемы:

- Отсутствие единой системы планирования и контроля выполнения работ.
- Несоответствие оформления ТД требованиям ГОСТ ЕСТД. [2]
- Недостаточная точность учета внутренних ресурсов подразделения.

Для устранения выявленных проблем определены ключевые цели внедрения автоматизированной системы[3]:

- Повышение точности оценки затрат ресурсов.
- Прогнозирование сроков выполнения работ.
- Соответствие требованиям ГОСТ ЕСТД.
- Создание единой информационной среды.
- Автоматизированный анализ отклонений и формирование корректирующих мероприятий.

2 Проект автоматизации

Исходя из требований к системе, был выбран программный комплекс СПРУТ, отвечающий следующим критериям:

- Гибкость адаптации под особенности опытного производства.
- Минимальные доработки для внедрения.
- Поддержка отраслевых ГОСТов «из коробки».
- Автоматизированная подготовка, выпуск и контроль ТД.
- Российский разработчик.

Для внедрения системы выбраны модули:

1. «СПРУТ-ТП-Нормирование» – нормирование материальных и трудовых затрат. [4]
2. «СПРУТ-ОКП» – организация контроля качества и процессов управления производством. [4]

Автоматизация охватывает ключевые бизнес-процессы:

- Внедрение единой системы планирования и управления заказами.
- Автоматизированное нормирование и нормоконтроль.
- Интерактивное оформление ТД с автоматическим заполнением на основе НСИ.
- Оперативно-календарное планирование (ОКП) с учетом различных факторов (оборудование, персонал, поломки и т.д.).
- Автоматизированная диспетчеризация с учетом обратной связи.
- План-факторный анализ для прогнозирования сроков и улучшения качества планирования.

3 Заключение

Внедрение системы СПРУТ в опытное производство позволяет значительно повысить уровень управления производственными процессами.

Ожидается сокращение времени на оформление документации, повышение точности планирования и эффективности управления ресурсами.

Результаты работы могут быть использованы на предприятиях с опытным и мелкосерийным производством, требующих строгого соответствия ГОСТам и высокой гибкости управления процессами.

Выражается благодарность представителям Центра СПРУТ-Т за содействие в предпроектном обследовании и разработке требований к системе.

Список использованных источников

[10]. ГОСТ 2.102-2013. Единая система конструкторской документации (ЕСКД). Виды и комплектность конструкторских документов.

[11] ГОСТ 3.1105-2011. Единая система технологической документации (ЕСТД). Основные положения/

[12] ГОСТ Р 59793-2021. Комплекс стандартов на автоматизированные системы. Автоматизированные системы. Стадии создания.

[13] Официальный сайт Центра СПРУТ-Т: https://sprut.ru

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К ПРОЕКТНОМУ УПРАВЛЕНИЮ ОСНОВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ ФАУ "ЦИАМ ИМ. П.И. БАРАНОВА" НА СТАДИИ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРОЕКТОВ

А.Д. Пиунов, А.В. Тарасов, Г.Н. Дёгрик
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Доклад освещает подходы к проектному управлению в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (далее – ЦИАМ) при выполнении работ по основной деятельности на стадии планирования. В докладе будут рассмотрены основные принципы, заключающиеся в применении структурной декомпозиции работ по проекту до уровня типовых проектных задач, учитывая ролевую модель, разработанную в ЦИАМ. На конференции будет представлено краткое теоретическое обоснование темы, а также рассмотрены результаты применения используемых подходов на практике в процессах планирования проектов.

METHODOLOGICAL APPROACHES TO PROJECT MANAGEMENT OF THE CORE ACTIVITIES OF THE CIAM AT THE PROJECT PLANNING STAGE

A.D. Piunov, A.V. Tarasov, G.N. Degrik
CIAM, Moscow

The report highlights the approaches to project management at the CIAM (hereinafter referred to as CIAM) when performing work on core activities at the planning stage. The report will consider the basic principles of applying the structural decomposition of project work to the level of typical project tasks, taking into account the role model developed at CIAM. The conference will present a brief theoretical justification of the topic, as well as consider the results of applying the approaches used in practice in project planning processes.

1 Введение

ФАУ «ЦИАМ имени П.И. Баранова» (далее – Учреждение, ЦИАМ) является проектной организацией, которая использует проектное управление при осуществлении основной деятельности, связанной с разработкой научно – технической продукции (НИР и ОКР), выполнением комплексных научных исследований и испытаний двигателей, редукторов и трансмиссий, их узлов и систем, элементов конструкций авиационной техники (далее – Основная деятельность).

Учитывая, что применение проектного управления при выполнении НИОКР направлено на управление сроками и стоимостью, содержанием и качеством работ, данный подход может обеспечивать достижение установленных требований к проекту, выполнение задач проекта и получение ожидаемых результатов исполнителем и заказчиком работ.

Рассматривая масштаб Основной деятельности в части одновременно планируемых проектов по НИОКР (более 300 проектов в пиковый временной период), количество ключевых участников проектов (около 350 сотрудников, исполняющих ключевые роли в проекте), а также многообразие видов работ (исследования, проектирование, опытное производство, экспериментальные работы и т.д.) для эффективной организации проектного управления предложен ряд подходов, направленных на типизацию и систематизацию данных и процессов управления, задействованных на этапе планирования проекта.

В целях методологического обоснования применения рассматриваемых в докладе подходов использованы государственные стандарты, регулирующие проектное управление, организованна и проведена работа с экспертами, являющимися представителями научных подразделений ЦИАМ.

2 Подходы к проектному управлению

В основе реализации проектного управления при планировании выполнения НИОКР в Учреждении предложены следующие подходы:

- использование структурной декомпозиции работ и сетевого планирования;
- применение ролевой модели при планировании проекта;

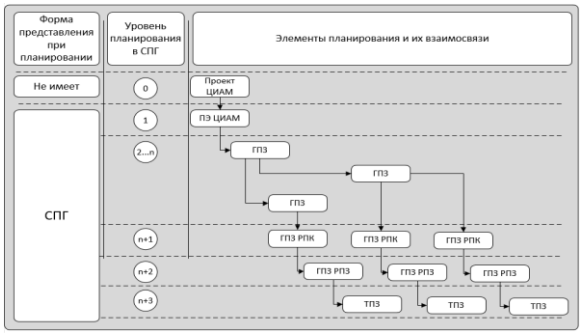
- детализация работ по проекту до уровня типовых проектных задач.

3 Структурная декомпозиция работ

В целях осуществления основной деятельности в ЦИАМ по каждому проекту выполняется структурная декомпозиция работ, целью которой является определение иерархической структуры работ, используемой для установления необходимой для достижения целей проекта деятельности.

Структурная декомпозиция работ служит инструментом последовательного разбиения проектных задач на более мелкие и, следовательно, более управляемые. Каждый более низкий уровень иерархии представляет более детальное описание работ, которые необходимо выполнить по проекту.

В Учреждении в процессе внедрения данного подхода локальным нормативным документом закреплены правила выполнения структурной декомпозиции работ по уровням иерархии и типам проектных задач, установлены требования к сетевому планированию, в том числе с использованием техник, предусмотренных ГОСТ [1], а также определены ответственные за планирование проектных задач по ролям участников проекта.



Результатом планирования проекта при выполнении структурной декомпозиции работ является наличие ответственного за проектную задачу любого уровня иерархии, сроков начала и окончания проектных задач и, при необходимости, взаимосвязи проектных задач по последовательности их предполагаемого выполнения, что в результате обеспечивает сетевое планирование любого проекта.

Таким образом, применение данного подхода при значительном количестве одновременно планируемых проектов ЦИАМ (более 300 проектов в пиковый временной период с более чем 350 сотрудниками, исполняющих ключевые роли в проекте) позволяет стандартизировать т.е. упростить и внести ясность в способ планирования проектов, а также обеспечивает наличие персональной ответственности для контроля за последующим исполнением проектов в разрезе проектных задач.

4 Ролевая модель в ЦИАМ

В целях управления процессами планирования проектов и разделение функциональных обязанностей между участниками проекта разработана ролевая модель, включающая в себя следующие роли:

- руководитель проекта – сотрудник, отвечающий за выполнение проекта в целом и достижение целей проекта;
- экономист руководителя проекта – сотрудник, осуществляющий экономическое сопровождение проекта в целом от подразделения, являющегося головным исполнителем работ по проекту;
- руководитель подразделения компетенций, сотрудник, занимающий должность руководителя подразделения на уровне начальника отделения / отдела ЦИАМ, которому руководитель проекта предлагает выполнить часть работ в рамках проекта исходя из имеющихся компетенций подразделения и имеющихся трудовых ресурсов;
- экономист руководителя подразделения компетенций – сотрудник, выполняющий ряд действий, направленных на формирование корректной информации о потребностях в ресурсах, необходимой для последующей оценки стоимости работ подразделения непосредственного исполнителя работ;
- руководитель проектной задачи – сотрудник, назначаемый и находящийся в функциональном подчинении у руководителя подразделения компетенций в соответствии с организационной структурой ЦИАМ, для выполнения отдельных работ в рамках компетенций подразделения исполнителя работ.

В зависимости от масштаба проекта и требующихся для его реализации трудовых ресурсов сотрудник – ключевой участник проекта может исполнять несколько ролей в проекте.

Разработанный подход обеспечивает упорядоченный процесс создания проектной команды, распределяет полномочия по управлению трудовыми ресурсами между руководителями подразделений и руководителем проекта, определят функционал, обязанности и ответственность участника проекта в зависимости от той или иной роли, что позволяет сделать процесс планирования управляемым, а, следовательно, цели проекта достижимыми.

5 Типовые проектные задачи

Типовая проектная задача представляет из себя проектную задачу низшего уровня детализации в структурной декомпозиции работ и используется для

ресурсного планирования и оценки сроков выполнения работ по проекту.

Типовые проектные задачи разрабатываются исходя из предпосылки, что с использованием их ограниченного перечня можно детализировать любой проект.

Каждая типовая проектная задача может иметь ресурсные планы по трудоемкости, товарно-материальным ценностям, услугам сторонних организаций, командировкам и прочим ресурсам, позволяющие определить потребности в ресурсах, необходимых для выполнения работ.

Типовая проектная задача включается в проект с использованием ее шаблона, имеющего базовые значения по потребности в трудовых, материальных и иных ресурсах, необходимых для ее выполнения с учетом методик приведения базовых значений к фактическим, применяющихся в зависимости от видов работ.

Шаблоны типовых проектных задач кроме базовых значений по ресурсному обеспечению имеют минимальные и средние значения по длительности их выполнения.

При разработке шаблонов типовых проектных задач учитываются следующие основные принципы:

- использование единого подхода формирования типовых проектных задач для определенного вида работ;
- разработка типовых проектных задач непосредственно подразделением-исполнителем работ, исходя из имеющихся компетенций;
- отражение в наименовании шаблона сути / характера выполняемых работ для последующей идентификации и выбора в структурную декомпозицию работ проекта;
- относительная постоянность как перечня шаблонов типовых проектных задач, так и предопределенных базовых значений потребностей в ресурсах и длительности их выполнения.

Применение на практике подхода к планированию с использованием типовых проектных задач показал ряд положительных моментов, к которым можно отнести:

- подробная и ясная детализация работ, выполняемых по проекту;
- сокращение времени создания структурной декомпозиции работ и соответственно сетевого плана графика по проекту;
- получение достаточных оценок потребности в ресурсах необходимых как для выполнения отдельных типовых проектных задач, так и по проекту в целом;
- создание целого ряда контрольных проверок и ограничений, позволяющих управлять деятельностью по планированию проектов;
- возможность корректно обосновывать полученные оценки по срокам и стоимости перед заказчиком работ.

6 Заключение

Учитывая, что рассматриваемые подходы в настоящее время позволяют решать целый ряд поставленных задач по построению универсальной, стандартизированной системы планирования проектов, можно сделать вывод об актуальности и важности данного направления для развития Учреждения.

Список используемых источников

[1] ГОСТ Р 56716-2015 «Техника сетевого планирования. Общие положения и терминология».

СИСТЕМА УЧЕТА РАБОЧЕГО ВРЕМЕНИ ФАУ "ЦИАМ ИМ. П.И. БАРАНОВА"

Л.М. Минаева, А.В. Тарасов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Доклад освещает подходы к внедрению системы учета рабочего времени в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (далее – ЦИАМ). В докладе будут рассмотрены основные инструменты системы, их виды, ролевые модели участников системы и планирование рабочего времени в зависимости от должностной роли. На конференции будет представлено краткое теоретическое обоснование темы, а также рассмотрено практическое использование подходов в процессе построения системы учета рабочего времени.

WORKING TIME ACCOUNTING SYSTEM OF THE CIAM

L.M. Minaeva, A.V. Tarasov
CIAM, Moscow

The report highlights approaches to the implementation of the time management system of the CIAM (hereinafter – CIAM). The report will examine the main tools of the system, their types, the role models of the system participants and the planning of working hours depending on the job role. The conference will present a brief theoretical justification of the topic, as well as consider the practical use of approaches in the process of building a time accounting system.

1 Введение

Говоря о необходимости внедрения системы учета рабочего времени в ФАУ «ЦИАМ имени П.И. Баранова» (далее – Учреждение, ЦИАМ), мы задаемся следующими основными целями:

- оценить реальные трудозатраты на различных видах работ и сравнить их,
- автоматизировать получение исходных данных для управленческой отчетности и задач кадрового администрирования,
- правильно планировать трудозатраты исходя из имеющихся ресурсов, выявляя их дефицит или излишки.

Основными инструментами для построения этой системы мы выбрали:

1) внедрение листов учета рабочего времени,
2) формирование и исполнение системы задач в Учреждении.

2 Листы учета рабочего времени (ЛУРВ)

Внедрение листов учета рабочего времени является одним из способов контроля и учета рабочего времени с помощью фиксирования времени, затраченного на выполнение задач. Работники, заполняя свои ежедневные отчеты и описывая выполненные задачи, обозначают сколько времени было затрачено на каждую. Данный инструмент уже на этапе внедрения в отдельных структурных подразделениях дал нам возможность формировать отчеты о рабочем времени, используя различные группировки: по отдельным сотрудникам, по ролевым разрезам, видам выполняемых задач, срокам исполнения.

В ходе работы по анализу и наблюдению за системой заполнения ЛУРВ в Учреждении, мы поняли, что их использование дает детальную информацию об истории использования рабочего времени, но для полной картины, мы нуждаемся в построении системы задач, и нам необходима методология и концепция построения системы задач в Учреждении.

3 Виды задач

Внутренняя деятельность Учреждения делится на два больших вида: процессная и проектная. Процессная деятельность направлена на поддержку работы предприятия на заданном уровне. Проектная деятельность направлена на изменения в Учреждении — на создание уникального продукта или услуги и т.д., либо оптимизацию процессной деятельности.

Составляющей частью любой деятельности является определенная задача - определённый объем работ, который должен быть выполнен заранее установленным способом в заранее определенные сроки. Свойствами задач в процессной деятельности являются наличие постоянных участников, постоянная повторяющаяся последовательность задач, постоянный повторяющийся результат. Свойствами задач в проектной деятельности являются: уникальный набор последовательных и параллельных задач, осуществляемый уникальной командой, ограниченный конечной целью, датой, бюджетом, требованиями и ресурсами.

В ходе осуществления своих функциональных обязанностей работники основной деятельности Учреждения задействованы в выполнении задач:

1) В проектной деятельности (основной) - в части выполнения работ по государственным контрактам, государственному заданию, хозяйственным договорам на НИОКР и НТУ, иностранным контрактам, по субсидиям (не Госзадание), другим работам.

2) В проектной деятельности (неосновной) – в части выполнения работ в рамках бюджета инвестиций, ТОИР, участия в представительских мероприятиях, проведении научно-технических совещаний, организации выставок и т.п.

3) В процессной деятельности - при выполнении административной работы в пределах рабочего времени, в т.ч.:

а) постоянных задач, таких как:

- руководство и управление работой вверенных структурных подразделений, групп работников и т.д.,
- оценка результатов труда подчиненных работников,
- оказание консультаций и техпомощи работникам Института и отрасли по профилю деятельности,
- подготовка, проведение, участие НТС отдела и структурных подразделений Института;

б) разовых задач:

- ответы на внутренние и внешние запросы от руководства, других подразделений, из различных ведомств, учреждений и т.п.,
- подготовка по указанию руководства Института информационных материалов и справок по вопросам закрепленной за отделом тематики,
- участие в рецензировании и обсуждении научных работ, в организации и работе научных семинаров и конференций по темам деятельности, проводимых различными организациями;

4) для сохранения и развития компетенций - выполнение деятельности, связанной с повышением своего научного и технического уровней, способствующих повышению квалификации.

Административно-управленческий персонал и работники вспомогательных структурных подразделений свое основное рабочее время используют на выполнение задач процессной деятельности Учреждения путем выполнения своих должностных обязанностей, но также могут быть привлечены к выполнению проектных задач.

4 Этапы выполнения задачи, роли участников

В ходе формирования и исполнения задачи возникают роли участников задачи - создатель задачи (поручитель), исполнитель(и), соисполнитель(и), наблюдатели (эксперты в вопросе, согласующие лица и т.д.). Общий процесс выполнения задачи состоит из следующих этапов:

1) этап постановки задачи,
2) этап создания отчетности по задаче,
3) этап сдачи работы.

В ходе постановки задачи Создатель задачи выполняет следующие функции:

- формализует и описывает задачу,
- определяет потенциальных исполнителей задачи,
- определяет граничные условия задачи (срок исполнения, бюджет и т.д.).

Исполнитель задачи - исполняет задачу, либо выполняет функции создателя задачи для соисполнителей.

Этапы создания отчетности по задаче и сдача работы обуславливаются содержанием задачи и целью ее выполнения, и определяются в ходе описания задачи.

5 Плановое распределение рабочего времени

В ходе выполнения задач работниками основной деятельности, в зависимости от должностной роли работника, можно выделить три основные группы работников –

- руководитель головного структурного подразделения,
- руководитель-исполнитель – руководители структурных подразделений, входящих в состав головного и иные руководители,
- исполнитель – все остальные работники основной деятельности структурного подразделения.

В зависимости от принадлежности к той или иной группе работников, рабочее время работников основной деятельности планируется примерно в соотношении, приведенном в таблице 1.

Таблица 1

Группа работников	Основная деятельность	Постоянные административные задачи	Разовые административные задачи	Сохранение и развитие компетенций
Руководитель	10%	70%	17%	3%
Руководитель-исполнитель	70%	15%	12%	3%
Исполнитель	90%	0	5%	5%

Плановое распределение рабочего времени работников основной деятельности

Таким образом, для эффективного управления административными заданиями, при плановом распределении рабочего времени необходимо резервировать часы на их исполнение, исходя из должностной роли работника.

4 Заключение

1) ЛУРВ – эффективный механизм для управления и отслеживания загрузки персонала, дает сведения о выполняемых типах работ, что позволяет лучше управлять персоналом, не допуская «выгорания» или простоя;

2) необходимо внедрять программные продукты для учета рабочего времени по ЛУРВ, но это должно происходить в связке с системой управления задачами;

4) эффективность ЛУРВ будет максимальной только при внедрении системы постановки и исполнения задач.

ОСОБЕННОСТИ РАЗВИТИЯ ПРИКЛАДНЫХ КОМПЕТЕНЦИЙ СТРУКТУРНОГО ПОДРАЗДЕЛЕНИЯ ОТРАСЛЕВОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА В УСЛОВИЯХ ДИНАМИЧЕСКИ НЕСТАБИЛЬНОГО ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

К.Ю. Арефьев, А.В. Тарасов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Данная работа посвящена анализу путей наращивания научно-технического потенциала и долгосрочного развития прикладных компетенций структурного подразделения (СП) отраслевого научно-исследовательского института в условиях динамически нестабильного экономического обеспечения (ДНЭО). Как показала практика, резкие изменения экономического обеспечения имеют негативные последствия для СП и сопряжены с рядом рисков. С целью достижения долгосрочного стратегического результата, заключающегося в развитии специализированных компетенций в условиях ДНЭО требуется применять специфические методы оперативного управления работой СП. Такие методы должны опираться на результаты краткосрочного и среднесрочного планирования и учитывать ретроспективу управленческих решений. На основе имеющегося опыта определены наиболее характерные критерии и предложена основа методики, позволяющей рекомендовать различные способы сохранения и развития компетенций в условиях ДНЭО для СП, работа которых сопряжена с созданием аэрокосмических технологий в условиях сопутствующих планово-экономических ограничений. Предлагаемые к рассмотрению рекомендации могут быть полезны руководителям соответствующих СП, а также могут быть диверсифицированы для применения в смежных научно-промышленных отраслях

FEATURES OF THE DEVELOPMENT OF APPLIED COMPETENCIES OF A STRUCTURAL UNIT OF AN INDUSTRIAL RESEARCH INSTITUTE IN THE CONTEXT OF DYNAMICALLY UNSTABLE ECONOMIC SUPPORT

K.Yu. Arefyev, A.V. Tarasov
CIAM, Moscow, Russia

This work is devoted to the analysis of ways to increase scientific and technical potential and long-term development of applied competencies of the structural unit (SU) of the branch research institute in the conditions of dynamically unstable economic support (DUES). As practice has shown, drastic changes in economic supply have negative consequences for SU and involve a number of risks. In order to achieve a long-term strategic result, which consists in the development of specialized competencies in the conditions of the DUES, it is necessary to apply specific methods of operational management of the SU. Such methods should be based on the results of short- and medium-term planning and take into account the retrospective of management decisions. Based on the available experience, the most characteristic criteria have been identified and the basis of a methodology has been proposed that makes it possible to recommend various ways to preserve and develop competencies in the conditions of the DUES for SU whose work involves the creation of aerospace technologies in conditions of concomitant planning and economic constraints. The recommendations proposed for consideration may be useful to the heads of relevant SU, and may also be diversified for use in related scientific and industrial sectors.

1 Введение

Основными задачами отраслевых научно-исследовательских институтов (ОНИИ) являются адаптация и надлежащее применение современных научных теорий, создание и внедрение новых технологий, а также сопровождение высокотехнологичных разработок на всех стадиях их жизненного цикла. Анализ организационной структуры ряда отечественных ОНИИ показывает, что в них центры компетенций чаще всего распределены среди нескольких структурных подразделений (СП), функционирование которых непосредственно связано с определенным научно-техническим направлением. В настоящей работе рассмотрены некоторые особенности развития СП по направлению аэрокосмических двигателей. При анализе использованы спроецированные на работу отдельного СП подходы комплексного планирования развития

авиационной науки и авиационных технологий в Российской Федерации.

При совершенствовании механизмов развития авиационной науки и авиационных технологий Российской Федерации важной и актуальной задачей является обеспечить наращивание компетенций и научно-технического потенциала ключевых СП [1 - 3].

С учетом текущей экономической и политической ситуации наблюдается сокращение сроков цикла проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Если во втором десятилетии текущего века средний цикл каждой работы составлял от 3 до 5 лет, то в третьем десятилетии такой цикл сократился до 2 - 3 лет [4]. На первый план выходят оперативные работы с результатом, соответствующим уровню готовности технологий не ниже 7.

При таком подходе деятельность ОНИИ и его СП, зависящая от внешних источников финансирования, может существенно изменяться от года к году. Ситуацию, когда годовая выручка по работам СП изменяется в течение двух последовательных лет более чем на 40 %, причем как в меньшую, так и в большую сторону, будем называть динамически нестабильным экономическим обеспечением (ДНЭО). Анализ рисков, возникающие при ДНЭО для СП представлен в работе [5].

Для достижения долгосрочного стратегического результата, заключающегося в развитии специализированных компетенций СП, в условиях ДНЭО существенно повышаются требования к методам оперативного управления, скорости реагирования лиц принимающих решения и надлежащей реализации соответствующих мероприятий. Следует отметить, что требуется проводить непрерывную адаптацию методов управления СП с учетом текущей ситуации, объективного и своевременного анализа отклика от проводимых мероприятий и перспектив развития рассматриваемого научно-технического направления. Некоторые из указанных принципов рассмотрены в работах [6, 7].

Целью настоящей работы является формирование индикаторов потенциала СП и разработка обоснованных рекомендаций по выбору методов управления СП для повышения эффективности выполнения работ, развития прикладных компетенций СП, а также сохранения или роста перспективных возможностей в условиях ДНЭО.

Настоящая работа является составной частью формирования подходов к оценке эффективности и совершенствования механизмов развития СП в условиях текущего времени.

2 Индикаторы состояния развития СП

Для оперативной оценки достижения поставленных целей зачастую используются специализированные индикаторы. Следует отметить, что индикаторы СП ОНИИ несколько отличаются от аналогичных индикаторов, применимых для фундаментальной науки и университетов [8].

Оценивая накопленный опыт, а также позитивные решения [9, 10], предложено использовать ряд количественных индикаторов состояния развития СП в ОНИИ (далее – индикаторы). Текущие показания предложенных индикаторов в совокупности с ретроспективным анализом их изменения дает возможность прогнозировать развитие СП и рекомендовать определенные управленческие решения. Классификация и перечень предлагаемых индикаторов представлен ниже.

1. Индикаторы годового экономического потенциала:
   1.1. Планируемое количество выполняемых в СП работ $И_{11}$;
   1.2. Прогнозируемая выручка $И_{12}$ (рассчитывается в 4 квартале предшествующего года с учетом вероятности достижения);
   1.3. Доля объема работ, выполняемого силами СП $И_{13}$;
   1.4. Приведенная к численности работников СП прогнозируемая основная заработная плата $И_{14}$ (рассчитывается посредством планирования расходования выручки с учетом действующих нормативов);
   1.5. Обратная величина относительной нормированной дисперсии прогнозирования выручки $И_{15}$ (рассчитывается на основе набранных статистических данных за трехлетний или пятилетний период).
2. Индикаторы научно-технического и кадрового потенциала:
   2.1. Общее количество работников СП $И_{21}$;
   2.2. Доля работников СП с ученой степенью $И_{22}$;
   2.3. Доля аспирантов среди работников СП $И_{23}$;
   2.4. Относительное количество статей $И_{24}$;
   2.5. Степень вовлеченности работников СП в подготовку статей $И_{25}$.
3. Индикаторы развития кооперации:
   3.1. Приведенное количество заказчиков работ $И_{31}$;
   3.2. Среднегодовое количество соисполнителей работ за пятилетний период $И_{32}$;
   3.3. Среднегодовое количество поставщиков материалов и услуг за пятилетний период $И_{33}$;
   3.4. Среднестатистический индекс «верхней» кооперации $И_{34}$;
   3.5. Среднестатистический индекс «нижней» кооперации $И_{35}$.

Совокупность предложенных индикаторов может отражать уровень развития СП по каждому из классификационных признаков. В настоящей работе предлагается ввести три интегральных индикатора $И_1, И_2, И_3$ для каждой из групп классификаторов соответственно. Они могут быть рассчитаны по зависимостям:

$$И_1 = \sum_{i=1}^{5} k_{1i}\left(1 - \exp\left(-\frac{И_{1i}}{a_{1i}}\right)\right);$$

$$И_2 = \sum_{i=1}^{5} k_{2i}\left(1 - \exp\left(-\frac{И_{2i}}{a_{2i}}\right)\right);$$

$$И_3 = \sum_{i=1}^{5} k_{3i}\left(1 - \exp\left(-\frac{И_{3i}}{a_{3i}}\right)\right).$$

где k_{ij} и a_{ij} – соответствующие каждому индикатору весовые и нормирующие коэффициенты.

По мере развития СП как центра компетенций, нормирующие коэффициенты могут адаптироваться. В частности, с последовательным изменением и стабилизированным в длительном интервале времени $И_{ij}$ должны корректироваться a_{ij}. Для надлежащего выбора весовых коэффициентов требуется обработать большой объем данных и выбрать наиболее значимые показатели в каждой из групп индикаторов. Весовые коэффициенты должны соответствовать равенству $\sum_{i=1}^{5} k_{1i} = \sum_{i=1}^{5} k_{2i} = \sum_{i=1}^{5} k_{3i} = 1$.

Для общей оценки потенциала СП может быть использован индекс:

$$И_{\Sigma} = k_1 И_1 + k_2 И_2 + k_3 И_3,$$

где k_1, k_2, k_3 - весовые коэффициенты каждой группы индикаторов.

Сумма весовых коэффициентов равняется единице. Эти коэффициенты определяются исходя из стратегии развития СП и поставленных перед ним задач.

Предложенные индикаторы отражают совокупность текущего состояния и потенциала для развития СП в рассматриваемом периоде. Предполагается, что позитивному развитию СП соответствует увеличение $И_{\Sigma}$.

3 Анализ динамики изменения индикаторов

В зависимости от совокупности количественных показателей индикаторов, динамики их изменения и ретроспективы управленческих решений могут быть рекомендованы различные мероприятия, направленные на развитие прикладных компетенций, научно-технического и кадрового потенциала СП ОНИИ. В настоящей работе рассмотрены лишь некоторые типовые примеры динамики изменения индикаторов и обобщенные рекомендации. В большинстве случаев эти рекомендации должны быть адаптированы для конкретного СП на основе длительного периода наблюдений и полученных на практике показателей. Создание нейронных сетей может позволить анализировать полученные данные и предлагать наиболее оптимальные решения с учетом возникающих рисков.

В таблице 1 отражены варианты изменения интегральных индикаторов (динамика планируемых индикаторов относительно предыдущего года) в случае ДНЭО. Здесь знаком ↓ указано уменьшение более чем на 10% соответствующего индикатора, знаком ↑ - его увеличение.

Таблица 1. Динамика изменения индикаторов

№	Динамика изменения $И_1$, $И_2$, $И_3$	Описание состояния
1.	$И_1$↑, $И_2$↑, $И_3$↑	Интенсивного развития СП. Проводимые мероприятия обеспечивают повышение научно-технического потенциала.
2.	$И_1$↑, $И_2$↑, $И_3$↓	Развитие СП без развития кооперации. Для качественного выполнения работ требуется обеспечить баланс между ростом $И_{13}$ и $И_{21}$.
3.	$И_1$↑, $И_2$↓, $И_3$↑	Развитие обеспечения СП. Изменения $И_{21}$ должны быть сбалансированы соответствующими изменениями $И_{13}$.
4.	$И_1$↑, $И_2$↓, $И_3$↓	Высокая вероятность возникновения несбалансированной ситуации. Требуется усилить работу в направлении повышения количества и развития сотрудников, а также развитие кооперации.
5.	$И_1$↓, $И_2$↑, $И_3$↑	Высокая вероятность возникновения несбалансированной ситуации. В первую очередь требуется стабилизировать $И_{13}$. Участие кооперации должно быть оптимизировано.
6.	$И_1$↓, $И_2$↑, $И_3$↓	Требуется усилить возможности развития научно-технических компетенций. Активизировать подготовку выпускаемых изданий и защит диссертаций аспирантов.
7.	$И_1$↓, $И_2$↓, $И_3$↓	Стагнация развития СП. Требует диверсификации СП, более детальной работы с персоналом и кооперацией.

В качестве общей рекомендации можно отметить, что при снижении И1 в первую очередь требуется стабилизировать И13, что может обеспечить сохранение или развитие научно-технического и кадрового потенциала СП, что, обычно, является критически важным.

Стоит отметить, что изменение каждого интегрального показателя должно быть проанализировано с точки зрения рассмотрения всех входящих в него индикаторов. На основе этого могут быть сделаны конкретные рекомендации. Некоторые из конкретных примеров изменения $И_{ij}$ рассмотрены в докладе.

Полученные результаты могут быть использованы при анализе системы управления научными исследованиями и разработками промышленных технологий по созданию и поддержанию постоянно обновляемого научно-технического задела.

4 Заключение

Представленные индикаторы развития СП позволяют оценить экономический, научно-технический и кадровый потенциал, а также развитие кооперации предприятий. Указанные индикаторы отражают текущее состояние СП, динамику его развития и способны выявит сильные и слабые стороны управления СП, что позволяет предложить ряд рекомендаций. Предлагаемые к рассмотрению рекомендации могут быть полезны руководителям соответствующих СП, а также могут быть диверсифицированы для применения в смежных научно-промышленных отраслях.

Список использованных источников

[1] Наука большой страны: советский опыт управления / под ред. Е.А. Долговой. – М.: РГГУ, 2023.

[2] Гершман М.А. Программы инновационного развития компаний с государственным участием: первые итоги // Форсайт. – 2013. – Т. 7. – № 1. – С. 28–43.

[3] Сытняк Ю.А., Цветкова И.В. Анализ деятельности государственных научных центров Российской Федерации // Известия Института инженерной физики. – 2014. – № 3 (33). – С. 85–88.

[4] Ивойлова, А. В. Технические и организационные методы сокращения сроков, стоимости, рисков создания сложных технических промышленных дорогостоящих изделий на предприятиях с большой численностью сотрудников / А. В. Ивойлова. — Текст : непосредственный // Молодой ученый. — 2020. — № 46 (336). — С. 21-29. — URL: https://moluch.ru/archive/336/75169/ (дата обращения: 12.05.2025).

[5] Арефьев К.Ю., Тарасов А.В. Анализ рисков динамически нестабильного экономического обеспечения для структурного подразделения отраслевого научно-исследовательского института // в печати.

[6] Чучалин А.И. Основные принципы стратегического управления университетом инновационного типа / А.И. Чучалин. – Томск: Изд-во ТПУ, 2004. – 49 с. 2.

[7] Сибирская Е.В., Овешникова Л.В. НТИ как стратегическое направление технологического развития России // Статистика и экономика. – 2018. – № 1. – С. 34–41.

[8] Информационный справочник по национальному проекту «Наука и университеты»: показатели (индикаторы), источники, методики и алгоритмы расчета. / Составитель: Н.И. Пашинцева. – М.: ИПРАН РАН, 2023. – 129 с.

[9] Шепелев Г.В. Об управлении российской наукой // Управление наукой: теория и практика. – 2020. – Т. 2. – № 2. – С. 65–92.

[10] Файков Д.Ю., Байдаров Д.Ю. Особенности организации производства гражданской продукции в национальных лабораториях США // Российский внешнеэкономический вестник. – 2020. – № 8. – С. 40–62.

МЕТОДОЛОГИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ АВТОМАТИЗАЦИИ ФАУ "ЦИАМ ИМ. П.И. БАРАНОВА"

Г.Н. Дёгрик, А.В. Тарасов, А.Д. Пиунов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе рассматривается методология управления проектами автоматизации, адаптированная для использования в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Перечислены основные проблемы и риски таких проектов, а также способы их митигирования. Представлено краткое теоретическое обоснование темы, а также рассмотрены результаты применения методологии на практике в ходе автоматизации процессов управления проектами по основному виду деятельности.

AUTOMATION PROJECT MANAGEMENT METHODOLOGY OF CIAM

G.N. Degrik, A.V. Tarasov, A.D. Piunov
CIAM, Moscow

The article describes the methodology of automation project management, adapted for use in the CIAM (hereinafter referred to as CIAM). The main problems and risks of such projects are listed, as well as ways to mitigate them. A brief theoretical justification of the topic is presented. The results of applying the methodology in practice during the automation of work planning processes are also considered.

1 Введение

ФАУ «ЦИАМ имени П.И. Баранова» (далее – Учреждение, ЦИАМ) является проектной организацией, которая использует проектное управление при осуществлении основной деятельности, связанной с разработкой научно – технической продукции (НИР и ОКР), выполнением комплексных научных исследований и испытаний двигателей, редукторов и трансмиссий, их узлов и систем, элементов конструкций авиационной техники (далее – Основная деятельность).

За основу работы были взяты основные принципы, описанные в ГОСТ Р 54869-2011 «Проектный менеджмент. Требования к управлению проектом».

При разработке методологии учитывалась практическая реализация в ЦИАМ проекта по автоматизации планирования работ по основной деятельности.

2 Основные группы процессов управления проектами автоматизации

В соответствии с ГОСТ Р 54869-2011 процессы управления разделены на следующие группы:

- Инициация проекта;
- Планирование проекта;
- Организация и контроль исполнения проекта;
- Завершение проекта.

На этапе инициации проекта определяются цели и задачи, определяется функциональный заказчик, куратор, руководитель проекта, формируется организационная структура проектной команды, определяются ключевые вехи проекта. Если проект требует проведения большого количества организационных изменений, или если куратор проекта не является линейным руководителем всех членов проектной команды ЦИАМ – формируется управляющий совет под председательством Генерального директора ЦИАМ для координации действий внутри проекта по ключевым вопросам. Все параметры проекта фиксируются в паспорте или уставе проекта, сам проект инициируется приказом по ЦИАМ.

При планировании работ по проекту учитывается влияние основных рисков, наличие ресурсов для выполнения работ на стороне ЦИАМ, определяются подрядчики, определяются ресурсы для последующего сопровождения и поддержки. В первую очередь определяется методология управления проектом (водопад, скрам, последовательная настройка прототипа и др.), исходя из рекомендаций методологии итерационно формируется детальный план работ.

На этапах организации и контроля исполнения проекта формируется отчет о ходе работ по проекту, анализируются отклонения от детального плана работ, степень влияния на

достижение ключевых вех и производятся корректирующие мероприятия.

Проводятся регулярные заседания управляющего совета проекта для фиксации достигнутых результатов, утверждения ключевых решений, изменения ключевых вех проекта. Фиксация происходит как в рамках процессов исполнения, так и в рамках процессов завершения проекта и/ или этапа работ.

В рамках процессов завершения проекта формируется база знаний по информационным системам, система передается на сопровождение и поддержку.

3 Основные проблемы и риски проекта

На фазе инициации проекта были выявлены следующие группы рисков:

- проведение организационных изменений;
- функциональности целевой системы;
- подготовки персонала;
- информационной безопасности;
- управления заинтересованными лицами.

На всех этапах реализации проекта указанные риски анализируются с целью их митигации (уменьшение вероятности наступления рискового события и минимизацию последствий его возможного наступления). Также производится анализ проекта и его окружения на предмет появления новых рисков и проблем. Корректирующие мероприятия, разработанные в рамках процессов работы с рисками, включаются в общий план работ.

4 Изменение методологии с учетом выявленных рисков

Ключевыми рисками, влияющими на реализацию проектов автоматизации в ЦИАМ являются:

1) Сопротивление сотрудников организационным изменениям.

2) Отсутствие необходимых компетенций у сотрудников ЦИАМ для реализации проектных задач.

3) Длительность и высокая степень бюрократизации процессов Учреждения.

4) Отсутствие возможности привлечения большого количества внешних ресурсов для решения методологических задач за счет дополнительного финансирования.

5) Изменение требований к конечному результату в процессе выполнения работ.

6) Высокие требования к защите информации и информационных систем.

7) Интеграция автоматизируемых бизнес процессов в смежные информационные системы ЦИАМ влечет дополнительные требования по доработке существующих систем, что повышает риски изменений уже работающих бизнес-процессов.

С учетом указанных рисков были внесены следующие изменения в базовую методологию управления проектами автоматизации для их митигации в части управления заинтересованными лицами:

1) В состав проектной команды включаются так же ключевые сотрудники ЦИАМ, которые должны будут использовать результаты проекта (информационные системы) в своей деятельности, которых затронут организационные изменения.

2) В управляющие советы проектов автоматизации включены все заместители генерального директора, участвующие в проекте для повышения их вовлеченности. В KPI руководителей разных уровней включается показатель, характеризующий степень достижения поставленных целей по проекту.

3) Ключевые задачи по проекту, особенно касающиеся проведения организационных изменений, проведению дополнительных работ конечными пользователями, - фиксируются приказами генерального директора, а не только календарным планом работ проекта для возможности дополнительного контроля механизмами внутреннего контроля поручений ЦИАМ для повышения качества управления и прогнозируемости сроков реализации.

Кроме того, для минимизации рисков группы управления требованиями и качеством были дополнительно применены следующие механизмы:

4) Для разработки методологии и разработки целевых бизнес процессов формируются рабочие группы внутри проектной команды. Методологические материалы готовятся и оформляются с учетом требований Системы менеджмента качества (далее – СМК) локально нормативными документами с привлечением всех заинтересованных лиц.

5) При доработке информационных систем применяется гибридный подход, совмещающий в себе элементы гибких и жестких методик внедрения информационных систем, ключевые изменения:

a. При оценке реализуемости требований производится макетирование для максимальной наглядности конечного результата.

b. Для формирования реестра доработок информационных систем используется утвержденные целевые бизнес процессы и

методики (допускается утверждать временные ЛНД).

c. Доработки систем и интеграций группируются в пакеты, которые можно передать функциональному заказчику в тестирование и/ или на внедрение.

d. Обязательное регрессионное тестирование всех доработанных информационных систем и интеграций.

e. Проведение опытной эксплуатации модулей и процессов для валидации (соответствует ли продукт реальным ожиданиям пользователей и выполняет ли он свою основную функцию в реальной среде), по итогам которой принимается решение о возможности запуска процесса в постоянную эксплуатацию или ставятся задачи на корректировку методик и/ или информационных систем.

f. Обязательная приемка результатов работ функциональным заказчиком.

g. Обязательное документирование всех производимых изменений.

h. Обучение сотрудников ЦИАМ в ходе проектов автоматизации новым технологиям (как с точки зрения изменения текущих автоматизированных процессов и функций, так и с точки зрения последующего сопровождения и поддержки всех используемых программных и системных компонентов – операционных систем, серверов приложений, серверов управления базами данных, проч).

5 Заключение

Учитывая, что рассматриваемая методология имеет положительный эффект и позволяют решать повысить прогнозируемость сроков реализации проектов автоматизации, можно сделать вывод, что регулярный мониторинг и переоценка рисков является важным процессом управления проектами автоматизации.

Список используемых источников

[1] ГОСТ Р 54869-2011 «Проектный менеджмент. Требования к управлению проектом»;

[2] ГОСТ Р 56716-2015 «Техника сетевого планирования. Общие положения и терминология»;

[3] ГОСТ Р 58771-2019 Национальный стандарт Российской Федерации. Менеджмент риска. Технологии оценки риска;

[4] A Guide to the Project Management Body of Knowledge PMBOK® Guide. Seventh Edition.

ВНЕДРЕНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДАННЫМИ ОБ ИЗДЕЛИИ В ФАУ «ЦИАМ ИМ. П.И. БАРАНОВА»

В.А. Иванеев, С.Ф. Пеньков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В докладе освещаются актуальные подходы управления конструкторской документацией при совместной разработке изделий на примере внедрения автоматизированной системы управления данными об изделиях (АС УДИ) в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Автоматизированная система позволяет эффективно управлять конструкторской документацией, что повышает качество коммуникаций между участниками проекта и ускоряет процесс разработки изделия.

IMPLEMENTATION OF AN AUTOMATED PRODUCT DATA MANAGEMENT SYSTEM IN CIAM

W.A. Ivaneev, S.F. Penkov
CIAM, Moscow

The report highlights current approaches to managing design documentation in the joint development of products using the example of the implementation of an automated product data management system at the P.I. Baranov CIAM FAA. The automated system makes it possible to effectively manage design documentation, which improves the quality of communication between project participants and speeds up the product development process.

1 Введение

В ходе участия ФАУ «ЦИАМ имени П.И. Баранова» (далее – Учреждение, ЦИАМ) в проектах разработки авиадвигателей, одним из результатов работы является выпущенная конструкторская документация (КД).

В современном мире работа конструкторского бюро производится с использованием большого количества разнообразного программного обеспечения, служащего для автоматизации процессов разработки конструкторской документации, что приводит к проблемам совместимости цифровых копий КД.

Были выделены проблемы, возникающие при разработке КД;

- Отсутствие единого хранилища КД в электронном виде;
- Разнообразие несовместимых форматов электронного КД;
- Отсутствие контроля версий Электронного КД;
- Управление жизненным циклом КД протекает в разных системах и вне систем;
- Не управляемый обмен электронными версиями КД при совместной разработке с внешними контрагентами.

АС УДИ предназначена для управления данными о разрабатываемом изделии в электронном виде.

Переход на электронный документооборот приводит к необходимости использования вычислительных сетей, персональных компьютеров, серверного оборудования, что создает в свою очередь новые ограничения, связанные с необходимостью защиты информации, выстраивания новых бизнес процессов, создания новых ролей. Преимуществом же является решение целого ряда задач:

- Организация единого информационного поля для управления КД, включая внутриведомственную кооперацию.
- Соблюдение единого формата разработки КД.
- Автоматизация процесса разработки КД.
- Архивное хранение конструкторской документации в виде электронных документов.

Для автоматизации указанных процессов разработки КД был применен и адаптирован опыт ведущих предприятий промышленности, эксплуатирующих аналогичное решение.

2 Бизнес процесс

В границы проекта АС УДИ была включена автоматизация всех процессов жизненного цикла разработки КД, такие как:

-Постановка задачи;
-Разработка КД;
-Согласование КД;
-Утверждение КД;
-Внесение изменений в КД (управление запросами на изменение - ЗНИ).

Для ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» были адаптированы указанные выше процессы жизненного

цикла КД. Часть бизнес процессов, автоматизируемых при помощи АС УДИ пришлось пересматривать из-за различий в масштабах и направлении работ организаций.

Соблюдая необходимую последовательность работ и сохраняя обязательные этапы в связи с разницей в масштабах часть подпроцессов было объединено, часть упрощено.

Электронная структура изделия и электронная модель изделия регламентированы ГОСТом, однако применяемые инструменты различались даже внутри одного подразделения. Были стандартизированы инструменты управления и работы с КД и ЗНИ. В свою очередь стандартизация инструментов разработки и возможность электронной валидации привела к возможности отказа от бумажных копий в процессе совместной разработки КД.

3 Организационные изменения

Для полноценной реализации функционала в учреждении были произведены организационные изменения, введена новая роль «Администратор обмена», отвечающего за совершение процесса обмена конструкторской документацией в электронном виде.

4 Стандартизация рабочих мест.

В ходе проекта внедрения, было разработано и реализовано эталонное автоматизированное рабочее место конструктора. Был согласован, установлен, настроен, протестирован минимальный набор необходимого программного обеспечения для работы разработчика конструкторской документации.

Данное решение позволяет существенно экономить время при разворачивании нового рабочего места и повысить безопасность использования автоматизированных рабочих мест.

5 Безопасность информационного обмена

Одной из задач внедрения была поставлена возможность обмена валидированной конструкторской документацией, что подразумевает наличие как минимум коммерческой тайны. В ходе проекта были решены задачи обеспечения безопасного хранения и обмена информацией.

Для соблюдения требований информационной безопасности при обмене конструкторской документацией при создании канала связи были применены сертифицированные криптографические шифрующие средства. Для развертывания серверной инфраструктуры были применены средства защиты и виртуализации, позволяющие при необходимости как защитить, так и восстановить внедряемую систему в кратчайшие сроки.

6 Заключение

Для решения проблем при помощи АС УДИ:

- Создана единая база данных для архивного хранения КД;
- Стандартизирован перечень используемых инструментов;
- Все процессы жизненного цикла КД происходят в электронном виде;
- Все участники разработки КД работают в едином рабочем пространстве.

Учитывая, что внедряемая система создает положительный эффект в управлении изменениями, стандартизации инструментов для создания конструкторской документации и позволяет решать ряд задач, таких как сокращение сроков разработки КД, уменьшение бумажного документооборота, применение современных методов управления разработкой и изменениями КД, поставленных перед Учреждением, данное направление является важным и перспективным.

Список используемых источников

[1] ГОСТ 2.053-2023.
[2] ГОСТ 2.052-2021
[3] ГОСТ 58675-2019

АНАЛИЗ РИСКОВ ДИНАМИЧЕСКИ НЕСТАБИЛЬНОГО ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ СТРУКТУРНОГО ПОДРАЗДЕЛЕНИЯ ОТРАСЛЕВОГО НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ИНСТИТУТА

К.Ю. Арефьев, А.В. Тарасов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Работа посвящена управлению рисками и возможностями развития прикладных компетенций структурного подразделения (СП) отраслевого научно-исследовательского института в условиях динамически нестабильного экономического обеспечения (ДНЭО). Как показала практика, резкие изменения экономического обеспечения имеют негативные последствия для большинства СП. Снижение обеспечения зачастую влечет за собой потерю кадрового потенциала, в то время как быстрый рост может быть связан со сложностями выполнения поставленных задач. На основе анализа проведена идентификация вариативных событий и оценены их последствия для СП. Предложены методы снижения рисков и усиления возможностей при ДНЭО в рамках СП аэрокосмической направленности.

RISK ANALYSIS OF DYNAMICALLY UNSTABLE ECONOMIC PROVISION FOR THE STRUCTURAL UNIT OF AN INDUSTRIAL RESEARCH INSTITUTE

K.Yu. Arefyev, A.V. Tarasov
CIAM, Moscow, Russia

The paper is devoted to risk management and opportunities for the development of applied competencies of a structural unit (SU) of an industrial research institute in the context of dynamically unstable economic support (DUES). As practice has shown, drastic changes in economic provision have negative consequences for most SU. Reduced supply often leads to a loss of human resources, while rapid growth may be associated with difficulties in completing tasks. Based on the analysis, the identification of variable events was carried out and their consequences for SU were assessed. The methods of reducing risks and enhancing opportunities in the field of DUES within the framework of SU aerospace orientation are proposed.

1 Введение

Структурные подразделения (СП) отраслевых научно-исследовательских институтов (ОНИИ) являются центрами знаний и компетенций, становятся держателями и основными исполнителями государственных контрактов, хозяйственных договоров, грантов, проектов и других работ. Финансирование таких СП более чем на 90 % зависит от внешних заказов на работы. Учитывая это, значительные изменения в объемах выполняемых работ существенным образом влияет на функционирование СП, его организационную структуру, методы достижения поставленных перед СП научно-технических целей и развитие компетенций.

В рамках практического применения методов стратегического планирования, разработанных ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» с целью совершенствования механизмов развития авиационной науки и авиационных технологий Российской Федерации, проведен анализ рисков для развития компетенций в СП, возникающих при его динамически нестабильном экономическом обеспечении.

В настоящей работе в качестве критерия динамически нестабильно экономического обеспечения (ДНЭО) примем изменение в течение двух последовательных лет годовой выручки по работам СП более чем на 40 %, причем как в меньшую, так и в большую сторону. Данный порог назначен экспертным методом и в ряде случаев может меняться. Положительным ДНЭО будем называть ситуацию с ростом выручки, а отрицательным ДНЭО – с уменьшением выручки.

Целью настоящей работы является идентификация рисков и возможностей [1], определение степени их влияния и вероятности возникновения, а также предложение методов управления для снижения рисков и усиления возможностей [2-3] при положительном и отрицательном ДНЭО в рамках организации работ СП аэрокосмической направленности.

Предложенная оценка рисков и возможностей является составной частью формирования подходов к оценке эффективности и совершенствования механизмов развития СП в условиях текущего времени. Анализ рисков и возможностей проведен на примере СП с численностью работников порядка 200 человек и обладающего соответствующими научными компетенциями, а также материально-технической базой для выполнения конструкторских, исследовательских, производственных и испытательных работ.

2 Анализ рисков и возможностей положительного ДНЭО

Значительный рост выручки при планировании и непосредственном выполнении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в СП требует применения ряда мероприятий: повышения кадрового и научного потенциала, подготовки собственной производственно-экспериментальной базы (ПЭБ), складской закупки материалов, организации взаимовыгодного сотрудничества с соисполнителями (как в рамках преддоговорной работы, так и выполнения договорных обязательств). Такие мероприятия являются достаточно затратными, а учитывая ряд законодательных актов и условий договоров, понесенные на эти мероприятия затраты не всегда могут быть отнесены к выполняемым работам. Вместе с тем, полное отсутствие таких мероприятий сопряжено с рядом организационных трудностей и существенно снижает вероятность успешного выполнения поставленных задач в заданные сроки. Составлена матрица ключевых рисков положительного ДНЭО (таблица 1), с которыми пришлось столкнуться авторам настоящей работы. Уровень влияния и вероятность возникновения рисков оценивались экспертным способом. При этом градация влияния имеет оценку трех категорий (слабое, среднее и сильное). Этот подход, являющийся специфической адаптацией методов [3], применен ко всем рискам и возможностям, рассматриваем в настоящей работе.

Таблица 1. Ключевые риски положительного ДНЭО

Вероятность возникновения	Уровень воздействия		
	Низкий	Средний	Высокий
до 25 %	1. Требуется развитие новых компетенций, кадрового и научного потенциала	2. Задержка окончательной оплаты со стороны заказчика	3. Изменение нормативных и законодательных актов
от 25 до 75 %	4. Срыв сроков соисполнителями	5. Неполное (уменьшенное) авансирование	6. Загрузка соисполнителей, отказ в выполнении работ
выше 75 %	7. Работа соисполнителей требует доработок	8. Недостаточные возможности собственной ПЭБ	9. Длительные процедуры заключения договоров

Все указанные в таблице 1 риски могут привести к негативным последствиям, связанным с ненадлежащим выполнением работ СП, а также возникновению финансовых и репутационных издержек. Частично эти риски отражены в работах [1, 4]. Концептуально можно выделить: неготовность собственных научных, экспериментальных и производственных мощностей, а также недостаточность кадрового потенциала (риски № 1, 8); недостаточную организацию работ кооперации (риски № 4, 6, 7); особенности взаимодействия с заказчиком (риски № 2, 3, 5, 9).

Рассмотрим некоторые методы управления указанными рисками.

Риски № 1 и 8 наиболее сильно зависят от внутренней структуры ОНИИ и организации работ СП. Следует отметить, что развитие новых компетенций является непрерывной задачей любого СП. При этом постановка новых работ зачастую учитывает текущие компетенции СП. В случае их недостаточности следует привлекать смежные СП или сторонние организации. Таким образом риск № 1 может быть полностью нивелирован. Риск № 8 изначально более существенен. Влияние недостаточности собственной ПЭБ теоретически может быть уменьшено за счет привлечения сторонних организаций. Для промышленной базы этот подход является наиболее оправданным. Однако для экспериментальной базы следует отметить, что в аэрокосмической области существует ряд прорывных задач, для решения которых могут отсутствовать необходимые стенды. В этом случае влияние может быть уменьшено только за счет организации инвестиционных проектов. Вероятность возникновения риска № 8 снижается путем применения цифровых технологий и суперкомпьютерных вычислений, оптимизации

методик испытаний, внедрения поузловой отработки и точечного развития ПЭБ за счет собственных средств ОНИИ.

Вероятность возникновения рисков № 4 и 7 уменьшается посредством усиления и систематизация контроля работ, выполняемых соисполнителями. Это может быть сделано собственными силами или специализируемыми организациями. Риск № 6 поддается управлению посредством расширения базы потенциальных соисполнителей. Однако такое расширение требует проведения тщательных проверок и адекватной оценки возможностей новых организаций, в противном случае существенно растут риски № 4 и 7.

Риски № 2, 3, 5 чаще всего требуют принятия, однако заблаговременная проработка кредитных предложений, а также оптимизация и планомерное использование выделенных ресурсов может несколько сократить уровень воздействия. Риск № 9 возникает из-за особенностей договорных формулировок и регламентных сроков проведения конкурентных процедур. Несколько уменьшить вероятность его возникновения позволяет предварительная проработка условий договора, заключение рамочных соглашений и организация работ до подписания договора с условиями применения статьи 425 ГК РФ (в тех случаях, где это возможно).

Вместе с рисками, положительное ДНЭО позволяет развить ряд возможностей, которые представлены в таблице 2 и преимущественно связаны с сопутствующем ростом научно-технического, кадрового и производственного потенциала. Для усиления указанных возможностей рекомендуется спланировать, организовать и корректировать (при необходимости) слаженную работу внутри СП, направленную для достижения единой цели с определением зон ответственности работников и персонификации задач.

Таблица 2. Ключевые возможности положительного ДНЭО

Вероятность возникновения	Уровень воздействия		
	Низкий	Средний	Высокий
до 25 %	1. Получение опыта по работе с соисполнителями	2. Диверсификация направления работ	3. Получение новых компетенций
от 25 до 75 %	4. Повышение уровня ответственности работников	5. Расширение базы потенциальных соисполнителей	6. Развитие экспериментальной стендовой базы
выше 75 %	7. Расширение кадрового ресурса	8. Мотивация ключевых работников	9. Развитие имеющихся компетенций

3 Анализ рисков и возможностей отрицательного ДНЭО

Риски отрицательного ДНЭО являются следствием сокращения финансирования на содержание и развитие ПЭБ, снижения уровня заработной платы. Перечень и показатели рисков представлены в таблице 3. Следует отметить, что эти риски могут быть разделены на кадровые (№ 5, 6, 7, 8), организационно-репутационные (№ 1, 3, 4), а также технико-экономические (№ 2, 9). В любом случае, отрицательное ДНЭО требует существенного снижения участия соисполнителей в работах СП и максимизации загрузки имеющегося персонала и ПЭБ.

Таблица 3. Ключевые риски отрицательного ДНЭО

Вероятность возникновения	Уровень воздействия		
	Низкий	Средний	Высокий
до 25 %	1. Снижение востребованности в промышленности	2. Деградация ПЭБ	3. Расформирование СП
от 25 до 75 %	4. Возникновение репутационных издержек	5. Потеря компетенций	6. Увольнение ключевых специалистов
выше 75 %	7. Снижение уровня ответственности работников	8. Сокращение количества молодых специалистов	9. Повышенные издержки, увеличение простоя

Управление кадровыми рисками возможно посредством организации мотивирующей работы, связанной с повышением научной активности (написание статей, защита диссертаций), и социальной

вовлеченности в работу ОНИИ. Следует подчеркнуть, что эти меры не могут в полной степени нивелировать значительного снижения финансового довольствия работников. Учитывая это, целесообразным представляется оптимизация количества работников и проведение индивидуальной коррекции заработной платы. Так, возможным вариантом является выделение ключевых специалистов из общего числа работников. Для ключевых специалистов снижение заработной платы следует минимизировать, либо даже обеспечить объективную индексацию оплаты труда. Выбор ключевых работников является сложной задачей и обычно принимается руководителем СП директивным и непубличным способом. Желательно в этом случае снизить долю субъективизма, однако создание конкретных критериев для определения ключевых специалистов является затруднительным. Очень важно, чтобы ключевые специалисты обладали всеми ранее набранными знаниями и компетенциями. Среди работников СП целесообразно сохранить все возрастные группы. На опыте выбраны ориентировочные доли количества работников для каждой возрастной группы: до 35 лет ~ 40 %, от 36 до 60 лет ~ 40 %, после 60 лет ~ 20 %. Здесь следует применять правило сбалансированности коллектива. Возможны варианты сохранения работников на неполную ставку, однако данный метод может иметь и негативные последствия в виде значимого снижения уровня их ответственности.

Организационно-репутационные риски обычно принимаются, но они имеют невысокую вероятность либо низкий уровень воздействия.

Технико-экономические риски сильно зависят от продолжительности отрицательного ДНЭО. Так, деградация ПЭБ довольно длительный процесс, поэтому его вероятность в краткосрочной перспективе – низкая. Повышенные издержки и увеличение простоя на взгляд авторов имеет высокую вероятность и значительный уровень воздействия. Методы управления этим риском могут быть различными, однако они тесно связаны с подходами снижения влияния кадровых рисков. В некоторых случаях образующиеся издержки при краткосрочном снижении выручки целесообразно покрывать из собственных средств ОНИИ. Это позволяет сохранить или надлежащим образом перераспределить компетенции СП для сохранения возможности их перспективного развития.

Вместе с тем, отрицательное ДНЭО целесообразно использовать в качестве возможности систематизации знаний и формирования структурированного задела для перспективных задач. Матрица таких возможностей представлена в таблице 4. В этом случае важным является правильно распределить временной, кадровый и финансовый ресурсы для поиска новых работ и реализации перечисленных возможностей. В некоторых случаях требуется использовать методы нефинансовой мотивации работников для осуществления научных планов СП. Это возможно, если личностные цели работников будут находится в канве задач СП.

Таблица 4. Ключевые возможности отрицательного ДНЭО

Вероятность возникновения	Уровень воздействия		
	Низкий	Средний	Высокий
до 25 %	Снижение внешних «отвлекающих» факторов	Защита диссертаций	Осваивание новых методик
от 25 до 75 %	Повышение публикационной активности работников	Проведение дополнительного обучения работников	Проведение технической ревизии испытательного оборудования
выше 75 %	Подготовка нормативной и регламентирующей документации	Оптимизация процессов управления	Проведение систематизации и анализа накопленных данных

Следует отметить, что отраслевое прогнозирование и планирование в рамках сбалансированной постановки и реализации работ по созданию научно-технического задела, выполнению комплексных проектов, участия в прикладных НИР и ОКР позволяет существенно снизить указанные риски.

4 Заключение

Выполненный анализ позволил идентифицировать и структурировать риски и возможности, возникающие как при положительном, так и при отрицательном ДНЭО научных СП аэрокосмической направленности в ОНИИ. Описаны некоторые методы снижения рисков и усиления возможностей, которые могут быть адаптированы для

более широкого круга субъектов и их структур, участвующих в цикле создания инновационной и высокотехнологичной техники.

Список использованных источников

[1] Звягинцева И.И., Зуева Т.И. Разработка системы управления рисками предприятий – участников жизненного цикла авиационной техники // Управление процессами.-2018.- № 2.- С. 39-44.

[2] Свиязова Т.Г. Управление рисками в системе менеджмента качества: экономическое содержание и классификация рисков // Вестник московского университета. Серия 6. Экономика.- 2017.- №6.- С. 143-167.

[3] Управление рисками проекта: учебное пособие / Ю.И. Ряжева – Самара: Издательство Самарского университета, 2023.

[4] Цыбулевский С.Е. Корпоративные риски в ракетно-космической промышленности // РИСК-менеджмент.- 2016.- №4.- С. 164 – 167.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ОПЫТНОГО ЕДИНИЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Н.А. Джанумов, А.М. Подлеснов, О.Б. Мамонтов, И.Ю. Овсянников
ФАУ «ЦАГИ», г. Жуковский

Рассмотрена автоматизация управления конструированием и изготовлением в условиях специализированного единичного опытного производства аэродинамических моделей летательных аппаратов (ЛА). Для этого разработана интегрированная информационная среда, охватывающая все существенные составляющие выполняемых работ, их технического и организационного обеспечения в условиях высокой изменчивости технических заданий, необходимости сокращения сроков этапа технологической подготовки производства и повышения эффективности процессов учета и отчетности по выполняемым заказам на производстве.

AUTOMATION OF PROCESSES OF EXPERIMENTAL UNIT PRODUCTION OF AERODYNAMIC MODELS OF AIRCRAFTS

N.A. Dzhanumov, A.M. Podlesnov, O.B. Mamontov, I.Y. Ovsiannikov
TsAGI, Zhukovsky, Russia

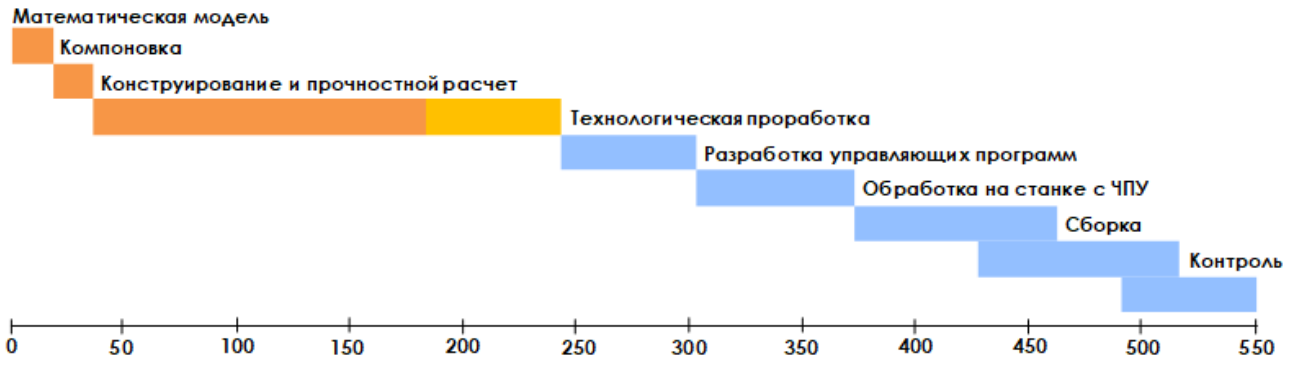
The proposed work considers the automation of design and manufacturing management in conditions of specialized experimental unit production of aerodynamic models of aircraft. For this purpose, the integrated information environment is developed, covering all essential components of performed works, their technical and organizational support in conditions of high variability of technical tasks, necessity to reduce terms of the stage of process-layout preparation and increase efficiency of accounting and reporting processes on performed orders in production.

1 Введение

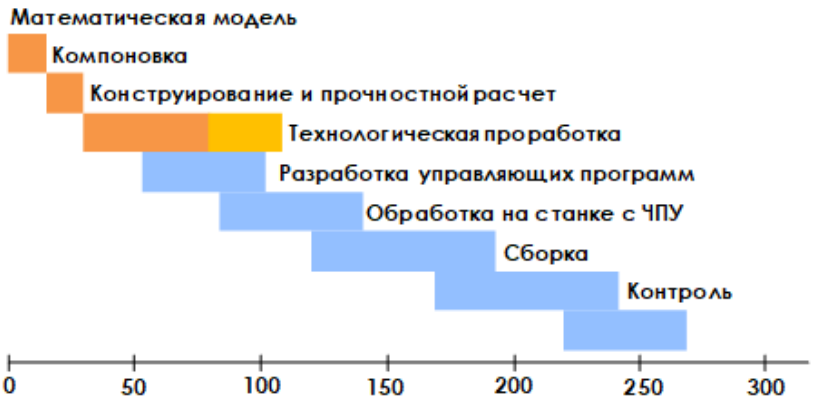
Современный темп развития отечественного авиастроения существенно растет, появляются новые разработки в области конструкций летательных аппаратов различного назначения. Их аэродинамическое совершенство достигается путем экспериментальной отработки в трубных испытаниях на аэродинамических моделях (АДМ). Таким образом, становится критически важным фактором скорость их изготовления и обеспечение высокого уровня качества выполненной модели для обеспечения адекватного моделирования условий полета разрабатываемых ЛА. Данные задачи становятся центральными при автоматизации опытного производства ФАУ «ЦАГИ».

Заказы на изготовление АДМ самолетов в опытном производстве института имеют ограниченные сроки, определяемые утвержденными на государственном уровне графиками разработки новых самолетов или улучшающей модернизации уже находящихся в эксплуатации. До 90% от общей трудоемкости производства занимает обработка на станках с числовым программным управлением (ЧПУ) и последующая слесарная обработка.

До начала производства АДМ самолетов проводится технологическая подготовка производства (ТПП), являющаяся трудоемкой частью подготовки к производству (до 30-40% времени). Сокращение сроков на операции ТПП и их согласование с выполняемым производственным процессом обеспечивается автоматизацией процессов ТПП. Система автоматизации представляет собой интегрированную систему, включающую программные комплексы конструирования, разработки технологических и производственных процессов, программирование оборудования с ЧПУ, информационного обеспечения всех этапов изготовления деталей. Внедрение такой системы позволяет планировать параллельное выполнение разных этапов работ, что существенно снижает сроки проектирования и производства АДМ самолетов, разрабатываемых изделий авиационной техники (Рисунки 1a и 1b).



a) До внедрения интегрированного цифрового управления разработкой и изготовлением АДМ самолетов



b) После внедрения интегрированного цифрового управления разработкой и изготовлением АДМ самолетов

Рис. 1 Сроки проектирования и производства аэродинамических моделей, разрабатываемых изделий авиационной техники

2 Разработанная информационная среда

Особенностью опытного модельного производства ФАУ «ЦАГИ» является большое количество различной изготавливаемой номенклатуры, а также большая изменчивость деталей заказа уже после начала его производства. В обеспечение удобства, надежности используемой автоматизированной системы управления производством, сокращения сроков технологической подготовки производства, повышения эффективности в процессах учета и отчетности была разработана система планирования и управления проектированием, конструированием и изготовлением единичных изделий. Она является частью комплексной системы автоматизации производства, представленной на рисунке 2. В состав системы входят следующие модули:

– управления инструментальным складом («Инструмент»), при котором осуществляется управление актуальной базой данных по инструменту и технологической оснастке, находящейся на складе и на рабочих местах операторов станков с ЧПУ, позволяющее осуществлять подбор необходимого инструмента при написании управляющей программы для обработки;

– контроля и архивирования управляющих программ («Архив УП»), обеспечивающий централизованное хранение, защиту от несанкционированного доступа и контроль внесения изменений технологической документации: управляющих программ, трехмерных моделей, чертежей, маршрутных карт, карт наладок инструмента, сопроводительной документации заказов на производство АДМ;

– мониторинга оборудования с ЧПУ («Мониторинг»), осуществляющий постоянный контроль за состоянием оборудования с ЧПУ и фиксацию данных о его загрузке на участке и в цеху;

– управление техническим обслуживанием и ремонтом оборудования модельного производства («ТОиР»), организующий эффективные процессы технического обслуживания и ремонта оборудования, обеспечивающая деятельность специалистов по

организации ремонтов и обслуживания промышленного оборудования, а также всех подразделений, имеющих какое-либо отношение к управлению активами, ремонту и обслуживанию;

– среднесрочное и оперативное планирование производственной деятельности опытного производства («Планирование»), обеспечивающий составление и корректировку планов производства с учетом изменчивости портфеля заказов, вероятных изменений технических заданий и конструкций разрабатываемых моделей заказчиками;

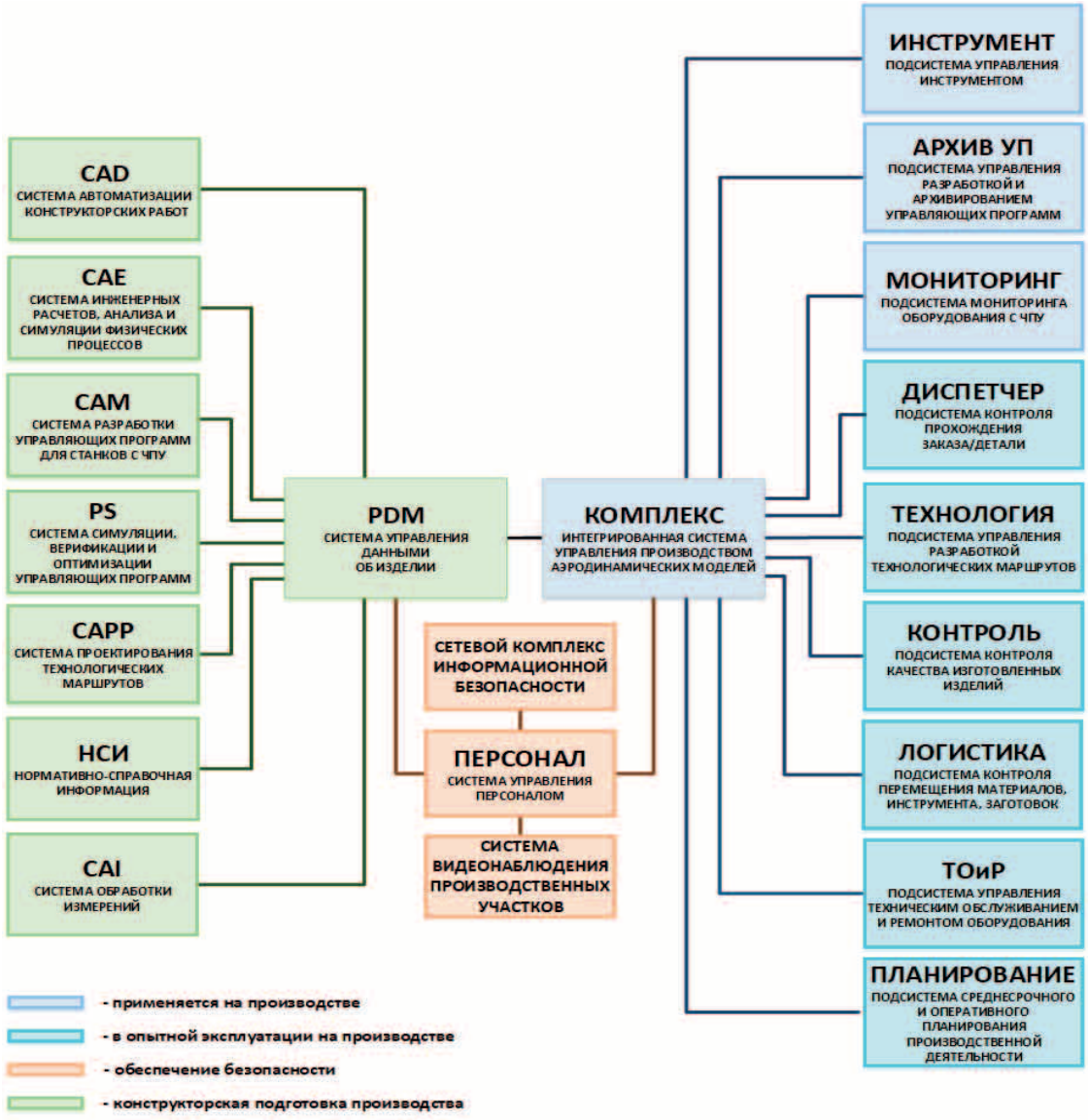


Рис. 2 Схема специализированных подсистем комплекса цифрового планирования и управления проектированием, конструированием и изготовлением единичных изделий

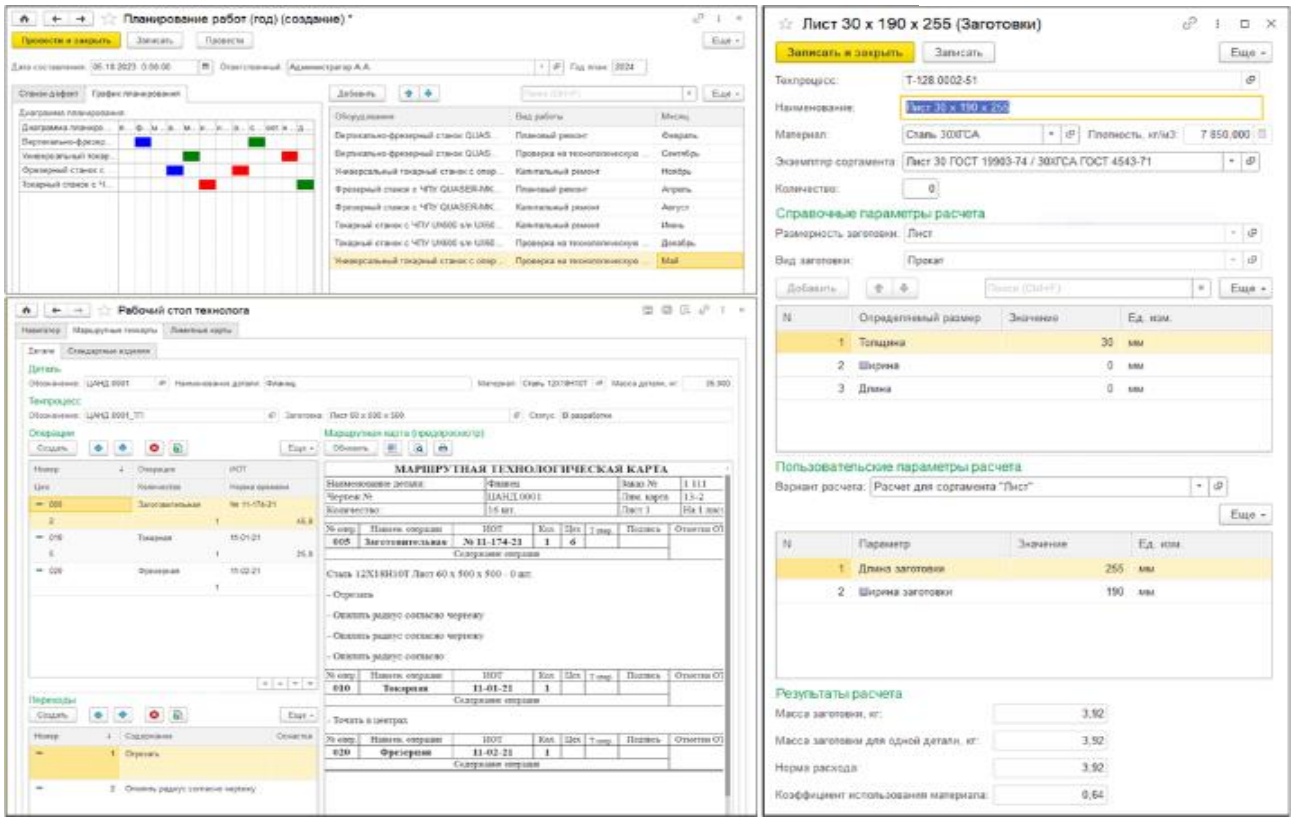


Рис. 3 Интерфейс системы планирования и управления проектированием, конструированием и изготовлением единичных изделий

– контроля прохождения заказа/детали («Диспетчер»), позволяющий создавать технологические маршруты изделия и осуществлять контроль прохождения по нему при выполнении заказов на производстве.

3 Заключение

В качестве базы для разработки была выбрана технологическая платформа «1С: Предприятие» – гибкая, динамически-настраиваемая под различные задачи система, простая в освоении, как разработчиками, так и пользователями (Рисунок 3).

Использование разработанной системы позволяет:

– сокращать сроки технологической подготовки производства изделий за счет объединенного информационного пространства различных секторов и отделов производства;

– ускорить процесс логистики инструмента в цеху и обеспечить прозрачность бизнес-процессов на производстве;

– повысить качество технологической документации и сократить сроки на ее подготовку.

Список использованных источников

[14] А. А. Александров, Ю. С. Балашова, О. Б. Мамонтов, И. Ю. Овсянников, А. М. Подлеснов, С. В. Терешин, А. И. Хардин, А. В. Шарый Аппаратно-программный комплекс мониторинга оборудования с ЧПУ на базе технологической платформы «1С: Предприятие» / Автоматизация в промышленности. — 2023. — № 5. — С. 54–57.

[15] Ю. С. Балашова, В. Д. Вермель, О. Б. Мамонтов, И. Ю. Овсянников, А. М. Подлеснов Интегрированная автоматизированная система управления производством аэродинамических моделей / Кимила 2020: материалы IV отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов. — Жуковский: Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского (ФГУП «ЦАГИ»), 2020. — С. 171–175.

КОМПЛЕКСНАЯ АВТОМАТИЗАЦИЯ ФИНАНСОВЫХ ПРОЦЕССОВ БЮДЖЕТНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ

М.В. Половинкина
Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Москва

В докладе рассматриваются основные подходы к построению модели управления финансовыми процессами бюджетного учреждения с использованием автоматизированных систем на базе продуктов 1С, включая решение комплекса задач организационного характера, систематизацию НСИ, разработку методологии, моделирование процессов и техническую реализацию.

COMPLEX AUTOMATION OF FINANCIAL PROCESSES IN A BUDGET INSTITUTION

M. V. Polovinkina
State Research Institute of Aviation Systems

The report discusses the main approaches to building a financial process management model for a budget institution using automated systems based on 1C products, including solving a set of organizational tasks, systematizing the NSI, developing methodology, process modeling, and technical implementation.

1 Введение

Обновленная стратегия цифровой трансформации государственного управления, утвержденная Правительством Российской Федерации (распоряжением от 16 марта 2024 г. №637-р.), включает цели напрямую касающиеся деятельности бюджетных учреждений. Например:

- 100% органов местного самоуправления, государственных и муниципальных учреждений будут использовать электронный документооборот;
- 90% документов обязательной отчетности будет собираться и храниться в электронном виде. Будет создана база данных учета архивных документов;
- к 2030 г. должен быть обеспечен необходимый объем и качество вычислительной инфраструктуры;
- данные бухгалтерского учета организаций бюджетной сферы федерального, регионального и муниципального уровней будут интегрированы с данными информационной системы «Электронный бюджет».

Такие масштабные цели требуют своевременной и качественной подготовки со стороны бюджетных учреждений.

Финансовая деятельность бюджетного учреждения имеет много особенностей, регулируемых законодательством, включая сложную систему кодировки счетов, доходов и расходов учреждения, ведение специализированного бухгалтерского учета, составления и защиты планов финансово-хозяйственной деятельности, предоставления специализированной отчетности, формирования специального пакета документов по государственным контрактам. В то же время, для бюджетного учреждения также актуальны задачи по обеспечению эффективного управления финансовыми процессами, как и для любой коммерческой организации, а также наличие прозрачных и быстрых процедур согласования и утверждения документов.

Бюджетному учреждению также, как и любой коммерческой организации, требуется современный ИТ продукт, позволяющий автоматизировать процессы управленческого учета, планирования, казначейства, управления закупками, управления проектами, согласования и утверждения документов. Но, такой ИТ продукт должен учитывать особенности ведения учета и подготовки отчетности бюджетным учреждением.

К сожалению, на рынке отсутствует готовое ИТ решение, покрывающее весь комплекс задач, поэтому в ФАУ «ГосНИИАС» был инициирован ряд проектов автоматизации, направленных на повышение качества процессов управления финансами с возможностью постепенного расширения и углубления функциональности автоматизированных систем, включая:

- бухгалтерский учет бюджетного учреждения;
- зарплата и управление персоналом;

- бюджетирование деятельности учреждения;
- построение и актуализация планов финансово-хозяйственной деятельности;
- управление закупками по всему циклу процесса от подачи заявки на приобретение, согласования решения на закупку, до поставки и выдачи предмета закупки в подразделение;
- автоматизация казначейских процессов от подачи заявок на оплату до управления исполнением платежей с учетом особенностей контроля источников финансирования, в том числе по государственным контрактам;
- контроль расчетов с контрагентами;
- подготовка расчетно-калькуляционных материалов;
- электронный документооборот в части автоматизации взаимодействия пользователей в рамках работы в системе.

Цели внедрения комплексной автоматизации:

Обеспечить получение качественной информации для принятия решений и подготовки отчетности для разных категорий пользователей в сокращенные сроки;

Снижение трудоемкости реализации бизнес-процессов;

Уменьшение ошибок при ведении учета и подготовке отчетности;

Обеспечение прозрачности и прослеживаемости согласования документов;

Обеспечение прослеживаемости исполнения принятых планов и решений по проектам и подразделениям;

Формирование плановых и отчетных форм из одного источника как для регламентированной отчетности бюджетного учреждения, так и для управленческих целей.

В перспективе планируется дальнейшее развитие автоматизации в части управления проектами, детального планирования движения персонала и планирования фонда оплаты труда.

В качестве базы было принято решение использовать несколько продуктов 1С:

- «1С:Бухгалтерия государственного учреждения 8» (далее – БГУ);
- «1С:Зарплата и кадры государственного учреждения 8» (далее – ЗКГУ);
- «1С:ERP+PM Управление проектной организацией» (далее – ERP PM);

с выполнением необходимых доработок и обеспечением интеграции между системами для получения единой комплексной ИТ системы.

В качестве генерального подрядчика по внедрению и доработке автоматизированных систем выбрана компания ООО «Дейтениум Софт».

Целью данного доклада является ознакомить слушателей как бюджетных, так и коммерческих организаций с одним из возможных подходов к решению задач, вызванных специфическими требованиями контроля расходования бюджетных средств, а также задач, способствующих повышению эффективности деятельности.

2 Подход к реализации проекта

В учреждении с начала 2000-х годов эксплуатировались различные ИТ системы, которые были не связаны друг с другом, В эксплуатируемой системе Парус был реализован бухгалтерский/налоговый учет хозрасчетного предприятия, учет кадров и расчет заработной платы.

После утверждения новой формы собственности, у учреждения возникла необходимость в сжатые сроки обеспечить переход на бюджетный план счетов. На первом этапе реализации проекта, учреждением была решена задача перехода от бухгалтерского учета хозрасчетного предприятия к бухгалтерскому учету бюджетного учреждения.

Специфика бухгалтерского учета бюджетного учреждения заключается в необходимости контроля целевого использования денежных средств, что выражается в принципиально иной организации такого учета, в частности:

- должен быть обеспечен прозрачный контроль расходования денежных средств в разрезе источников финансирования;

- аналитика учета должна соответствовать специальной бюджетной классификации;

- имущество закреплено за учреждением на праве оперативного управления, земельные участки предоставляются на праве постоянного (бессрочного) пользования, собственником имущества является Российская Федерация, субъект РФ или муниципальное образование;

- объем отчетности бюджетного учреждения значительно больше и предоставляется чаще, чем коммерческим предприятием, причем получателями такой отчетности являются не только налоговые органы, но и учредители.

Для автоматизации бюджетного учета была выбрана программа «1С:Бухгалтерия государственного учреждения 8» (далее – БГУ). В процессе трансформации учета было решено много аналитических, методологических и внедренческих задач. Данный этап цифровой трансформации учреждения успешно реализован. Система бухгалтерского и налогового учета на базе 1С эксплуатируется в учреждении с марта 2022. Результаты первого этапа цифровой трансформации позволяют учреждению вести бюджетный учет, готовить и сдавать отчетность с соблюдением всех требований законодательства.

Следующий этап реализации проекта в рамках цифровой трансформации призван решить управленческие задачи учреждения: автоматизировать бизнес-процессы для получения развернутой управленческой информации и прозрачных маршрутов движения данной информации, включая снижение объема ручного ввода данных и процедур согласования вне рамок информационной системы.

Проработка методологии проекта заключается в систематизации справочников номенклатуры ТМЦ, работ/услуг, разработке системы реквизитов документов (заказов клиентов, договоров, проектов, заявок на приобретение, заявок на оплату, документов поступления товаров и услуг, прочих документов), позволяющих определить счет учета, статью доходов и расходов, статью плана финансово-хозяйственной деятельности с учетом требований к кодировке для целей бюджетного учета, что позволит обеспечить сквозной контроль прохождения финансовых процессов от планирования до фактического исполнения и отражения в учете;

Архитектура технической реализации выглядит следующим образом:

Первоисточник информации, это модуль ERP PM.

Система НСИ ведется в модуле ERP, необходимые справочники синхронизируются со смежными системами.

В модуле PM регистрируются проекты учреждения, заполняется структура реализации проекта (укрупненно, но в перспективе может быть детализирована до подробного исполнения), потребность в ресурсах для реализации проекта (ТМЦ, работы/услуги, трудовые ресурсы), рассчитывается себестоимость проекта, заполняется информация о доходах по проекту и графики расходования и поступления денежных средств, указывается источник финансирования проекта. В модуле PM также заполняется информация по проектным работам для внутреннего использования (внутренние работы НИОКР, проекты капитальных вложений и т.п.). На основании информации по проектам рассчитываются план поступлений денежных средств от основной деятельности учреждения, план закупок учреждения для проектных работ и план движения денежных средств по закупкам. Сводная информация по учреждению отражается в плане ФХД. По каждому индивидуальному проекту может быть построена детальная расшифровка себестоимости, в том числе в формате расчетно-калькуляционных материалов (РКМ).

В модуле 1С ERP: «Планирование» заполняются планы потребности в ресурсах для обеспечения деятельности учреждения (накладные расходы), а также бюджеты доходов и расходов, не связанных с основной деятельностью учреждения (аренда, кредиты и займы, депозиты, финансовые инструменты, налоги т.п.). Также заполняются бюджеты по персоналу (количество и ФОТ) по категориям работников.

Информация из модулей ERP PM и модуля Планирования является источником для формирования бюджетных форм.

Система бюджетирования поддерживает сценарии планирования, а также скользящее планирование.

Утвержденный вариант бюджета представляет собой комбинацию перечисленных первичных документов, с указанием плановой номенклатуры ТМЦ, работ/услуг, счетов, статей доходов и расходов и статей ДДС.

Утвержденный бюджет является основанием для выполнения процедур инициации и согласования потребности в закупках и выполнения платежей.

Заявка на приобретение ТМЦ или сторонних работ/услуг выполняется на основании первичного документа утвержденного бюджета (по конкретному проекту или бюджету накладных расходов). В заявках на приобретение указывается конкретная номенклатура приобретения. Заявки могут быть сгруппированы в общее решение на закупку или рассмотрены в рамках индивидуального решения. Процедура согласования решения на закупку реализуется с использованием 1С:Документооборот.

Договора и заказы поставщикам формируются со ссылкой на согласованное решение на закупку.

Заявки на оплату формируются со ссылкой на конкретный заказ поставщикам и формируют плановый Реестр оплаты, который загружается в систему Банк-Клиент. После проведения платежей, выписка из банка выгружается в 1С, где автоматически проставляется отметка о выполнении платежа. После проведения платежей документы выгружаются в БГУ для отражения в бухгалтерском учете.

Поступление товаров и выполнение работ/услуг отражается соответствующими документами (Поступление товаров или акт выполненных работ) в 1С ERP и выгружаются в БГУ для проверки и проведения в бухгалтерском учете.

Для успешной реализации проекта важное значения имеют организационные преобразования: обеспечение сопровождения актуальной НСИ, методологической и технической поддержки пользователей, анализ и актуализация требований к ИТ системе в соответствии с изменениями законодательства и внутренними потребностями учреждения, перераспределение функций, регламентное сопровождение процессов, доработка ИТ системы в связи с изменением требований.

3 Заключение

Предложенное методологическое и техническое решение позволит обеспечить сквозной контроль плановых потребностей и фактических затрат на ресурсы вплоть до первоисточников данных потребностей, что важно для обеспечения управляемости финансовыми процессами, а также позволяет обеспечить взаимосвязь управленческой информации с бухгалтерским учетом бюджетного учреждения, облегчает планирование и построение отчетов как внутренних, так и внешних.

Данное проектное решение может быть применено на практике как в бюджетных учреждениях, так и в коммерческих организациях.

Список использованных источников

Распоряжение Правительства Российской Федерации от 16 марта 2024 г. № 637-р “Об утверждении стратегического направления в области цифровой трансформации государственного управления”.

ВЛИЯНИЕ НОРМАЛИЗОВАННЫХ СПРАВОЧНИКОВ НСИ, В ТОМ ЧИСЛЕ СПРАВОЧНИКОВ КОНТРАГЕНТЫ И НОМЕНКЛАТУРА, НА БИЗНЕС-ПРОЦЕССЫ ПРЕДПРИЯТИЯ.

А.В. Минвалиев, С.С. Скаленко, В.Н. Ромашко
«Корпоративные проекты», Москва

Статья посвящена анализу влияния нормализованных справочников НСИ, в частности Контрагентов и Номенклатуры, на эффективность бизнес-процессов предприятия. Рассмотрены ключевые аспекты воздействия таких справочников на внутренние процессы — автоматизация документооборота, оптимизация складских запасов, ускорение подготовки отчетности и повышение качества управленческих решений. Также исследовано влияние на внешние процессы: улучшение взаимодействия с контрагентами, рост качества клиентского сервиса, синхронизация данных о товарах и укрепление деловой репутации компании.

INFLUENCE OF NORMALIZED RFD (REGULATORY REFERENCE DATA) REFERENCE BOOKS, INCLUDING REFERENCE BOOKS OF CONTRACTORS AND NOMENCLATURE, ON BUSINESS PROCESSES OF THE ENTERPRISE.

A.V. Minvaliev, S.S. Skalenko, V.N. Romashko
«Corporate projects» Moscow, Russia

The article is devoted to the analysis of the influence of normalized RFD (regulatory reference data) reference books, in particular Contractors and Nomenclature, on the effectiveness of business processes of the enterprise. The key aspects of the impact of such reference books on internal processes are considered, such as document management automation, inventory optimization, speeding up reporting and improving the quality of management decisions. The impact on external processes was also investigated: improving interaction with counterparties, increasing the quality of customer service, synchronizing product data and strengthening the company's business reputation.

1 Введение

Нормативно-справочная информация (НСИ) является информационным ядром системы управления компанией.
В системах на платформе «1С:Предприятие 8» НСИ представляет собой совокупность справочников, классификаторов и констант, которые обеспечивают целостность и достоверность данных как внутри отдельных модулей, так и во всей информационной системе в целом.
Особое значение в этой структуре имеют справочники Контрагентов и Номенклатуры. Наличие единого источника данных позволяет устранить дублирование, повысить точность информации и обеспечить эффективное управление ресурсами.

2 Влияние на внутренние процессы

Реализация нормализованных справочников НСИ оказывает прямое влияние на внутренние бизнес-процессы предприятия, повышая их оперативность, прозрачность и устойчивость. Это проявляется следующим образом:

- Документооборот: автоматизация создания документов за счет использования данных из справочников.

Согласно методическим рекомендациям фирмы "1С", использование справочников существенно снижает трудозатраты на оформление первичной документации, особенно в компаниях с большим объемом взаимодействий [1].

- Складское управление: оптимизация запасов и снижение издержек на содержание продукции
- Отчетность: ускорение подготовки всех видов отчетов, повышение их точности
- Управленческие решения: принятие обоснованных решений на основе достоверных данных. Если данные в справочниках согласованы и актуальны, то отчеты, формируемые на основе этих данных, становятся более точными и готовыми в минимальные сроки. Особенно это важно для регламентированной бухгалтерской и налоговой отчетности, а также для управленческой аналитики. Применение аналитических инструментов, таких как «1С:ERP» или «1С:Управление холдингом», требует именно такой структуры данных, чтобы обеспечить полноту и актуальность управленческой информации [2].

3 Влияние на внешние процессы

Внедрение нормализованных справочников положительно воздействует и на внешние бизнес-процессы, включая взаимодействие с партнерами, клиентами и другими внешними участниками.

- Работа с контрагентами: улучшение взаимодействия благодаря единому реестру партнеров. Единый реестр контрагентов исключает ситуацию, когда одна и та же организация отражена

в системе несколько раз под разными наименованиями.

- Клиентский сервис: повышение качества обслуживания за счет актуальной информации. Каждый сотрудник может быстро получить информацию о заказчике, его истории взаимодействия, текущих и закрытых заказах.
- Продажи: синхронизация цен и данных о товарах во всех системах
- Репутация: укрепление имиджа компании благодаря достоверной информации и высокая скорость реакции на запросы клиентов и партнеров

4 Проблемы отсутствия нормализованных справочников

Отсутствие нормализованных справочников НСИ приводит к серьезным организационным и технологическим проблемам.

- Дублирование данных: повторный ввод информации об одних и тех же контрагентах, что вызывает ошибки при анализе.
- Разрозненность: несогласованность данных между подразделениями, что затрудняет централизованное управление.
- Недостоверность: ошибки в отчетности и управленческих решениях
- Высокие издержки: дополнительные расходы на поддержку разрозненных систем, корректировки данных увеличивают трудозатраты и стоимость эксплуатации ИТ-инфраструктуры.

5 Преимущества нормализованных справочников

- Единое информационное пространство: все подразделения работают с одной и той же базой данных, что упрощает координацию и контроль.
- Автоматизация процессов: уменьшается роль ручного участия, повышается скорость выполнения операций.
- Снижение издержек на ведение документации: благодаря стандартизированному подходу к данным, компания экономит на администрировании и обслуживании информационных систем.
- Повышение скорости обработки данных: сокращаются временные затраты на поиск, проверку и исправление информации.
- Улучшение качества принимаемых решений: доступ к точным и актуальным данным позволяет принимать более обоснованные управленческие и финансовые решения.
- Оптимизация работы с контрагентами и клиентами: упрощается коммуникация, улучшается обслуживание и расширяются возможности для анализа взаимодействия.

6 Заключение

Внедрение нормализованных справочников НСИ, в частности справочников «Контрагенты» и «Номенклатура», играет ключевую роль в повышении эффективности как внутренних, так и внешних бизнес-процессов предприятия. Стандартизированные данные обеспечивают:

- Автоматизацию документооборота,
- Оптимизацию складских запасов,
- Ускорение формирования отчетности,
- Повышение качества управленческих решений,
- Улучшение взаимодействия с партнерами и клиентами.

Отсутствие нормализованных справочников, напротив, приводит к дублированию, снижению точности данных, увеличению издержек и ухудшению общей производительности.

С точки зрения информационных технологий, реализация справочников в системе «1С» может рассматриваться как неотъемлемый элемент цифровой трансформации предприятия. Это позволяет не только улучшить текущую ситуацию, но и заложить основу для масштабирования, повышения прозрачности и развития аналитики.

Список использованных источников

[1] Фирма «1С». Методические указания по применению справочников и классификаторов в системе "1С:Предприятие 8" . — М.: 1С-Паблишинг, 2022.

[2] Шаповалова Е. А. Автоматизация управленческого учета на предприятиях на базе системы "1С:ERP" // Журнал "Автоматизация и ИТ в управлении". — 2021. — № 6. — С. 45–52.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОСТИ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ ДЛЯ ЕЕ ВНЕДРЕНИЯ В ПРОЕКТНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ

И.А. Смерников[1]
[1] ООО «АйТиЛенд-Софт» (ITLand), СПб

Информационная система должна служит достижению целей организации. Поэтому до ее внедрения необходимо определить, каким образом система будет способствовать достижению этих целей или, если переформулировать, необходимо четко ответить на вопрос «что должна делать система?». В работе описывается методика определения требуемой функциональности информационной системы управления проектами для ее внедрения в проектно-ориентированной организации. Методика основывается на определении процессов управления проектами, их операций и требований к их автоматизации.

THE METHOD OF DETERMINATION INFORMATION SYSTEM FUNCTIONALITY PROJECT MANAGEMENT FOR ITS IMPLEMENTATION IN A PROJECT-ORIENTED ORGANIZATION

I.A. Smernikov[1]
[1] ITLand, Saint-Petersburg, Russia

The information system should serve to achieve the goals of the organization. Therefore, before its implementation, it is necessary to determine how the system will contribute to achieving these goals or, if reformulated, it is necessary to clearly answer the question "what should the system do?". The paper describes a methodology for determining the required functionality of a project management information system for its implementation in a project-oriented organization. The methodology is based on the definition of project management processes, their operations and requirements for their automation.

1 Введение

Информационная система – это инструмент, который позволяет достичь целей компании одним из наиболее оптимальных способов.

В проектно-ориентированной организации среди прочих ее целей будет стоять цель достижения эффективного управления проектами.

Основными целями внедрения информационной системы управления проектами будут:

- создание для руководства и участников процессов управления проектами единого информационного пространства с актуальными данными о проектах: их планах, актуальной информации об их исполнении, стоимости и себестоимости;
- повышение качества планирования проектов;
- повышение качества оценки проектов;
- повышение качества контроля исполнения проектов;
- повышение качества учета фактических данных об исполнении проектов и использовании ресурсов (трудовых, материальных и прочих) в ходе выполнения проектов;
- обеспечение возможности автоматического формирования отчетов по проектам;
- обеспечение руководящего и функционального персонала организации актуальной и достоверной информацией о проектах и их выполнении;
- повышение оперативности и качества информационного обмена между подразделениями организации;
- сбор и анализ истории работ по проектам для совершенствования проектных технологий организации и выделения «лучших практик»;
- обеспечение необходимой информационной интеграции со смежными информационными системами.

Одна из основных проблем при внедрения информационной системы будет формирование требований к этой системе, т.е. определении ее функциональности – набора возможностей (функций), которые предоставляет система.

Базовые функции информационной системы:

- сбор данных;

- хранение данных;
- обработка данных;
- предоставление данных по запросам

не ответят на вопрос, что же должна делать система с точки зрения ее пользователей и тем более – заказчика системы, чьи задачи она должна решать.

В настоящей работе описывается методика определения требуемой функциональности информационной системы управления проектами путем определения процессов управления проектами, сценариев работы в системе пользователей и их операций с последующем формированием требований к системе по каждой из операций, которые подлежат автоматизации.

2 Этапы методики

Методика определения функциональности информационной системы состоит из последовательного выполнения командой внедрения следующих этапов:

1) Определение бизнес-процессов управления проектом и их приоритетов автоматизации;

2) Моделирование бизнес-процессов в программном решении;

3) Формализация сценариев работы в информационной системе и определение детальных требований.

3 Определение бизнес-процессов управления проектом и их приоритетов автоматизации

Автоматизация управления проектом предполагает на верхнем уровне следующие группы процессов и их взаимосвязи: **Рис. 1.**

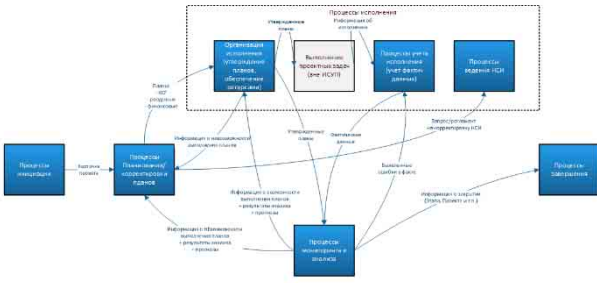


Рис. 1. Группы процессов управления проектом

Управление проектной деятельность подразумевает расширенный состав групп процессов, относительно приведенных выше, которые будут включать работу с совокупностью проектов, портфелей и программ и в настоящей работе не рассматриваются. При этом используемый в настоящей работе подход полноценно может быть применен и на определении требований к информационной системе для автоматизации не только управления проектами, но и всей проектной деятельностью организации.

Каждая группа процессов детализируется до требуемого уровня бизнес-процессов организации, тем самым определяя уникальный иерархический реестр бизнес-процессов организации или, что еще лучше, их модель в выбранной нотации, такой как IDEF0 (Integrated Computer Aided Manufacturing DEFinition for Function Modeling»).

Пример бизнес-процессов управления проектом, подлежащих автоматизации: **Рис. 2.**

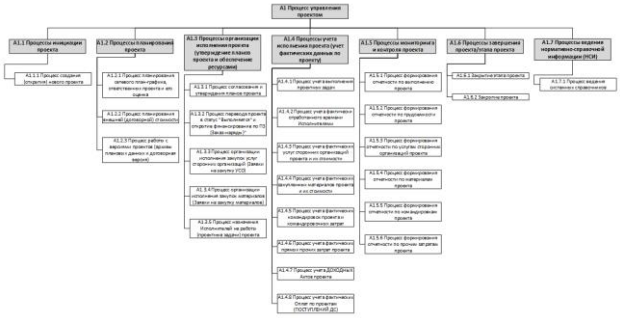


Рис. 2. Пример бизнес-процессов управления проектом

После определения бизнес-процессов необходимо определить очереди (приоритеты) их автоматизации, если не целесообразно автоматизировать их все одновременно. Таким образом определяется верхний уровень функциональных требований к информационной системе (функциональная спецификация). Используя их можно определить подход и границы проекта внедрения информационной системы, а также оценки его выполнения с хорошей степенью достоверности.

4 Моделирование бизнес-процессов в программном решении

Следующий этап описываемой методики заключается в моделировании работы системы. Целью моделирования является ограниченное разумной трудоемкостью воспроизведение работы системы по сквозным сценариям.

Сценарии соответствуют детальным бизнес-процессам, определенным на предыдущем этапе, но с тем отличием, что бизнес-процесс подразумевает все операции для его выполнения с точки зрения организационного процесса, а сценарий – делает акцент на операциях, выполняемых в системе, системой или связанных с системой и, обязательно, с определением ролей пользователей системы.

Настоящий этап предполагает, что внедрение информационной системы осуществляется с использованием тиражного (базового) программного решения, например, «1С:РМ Управление проектами», т.к. это значительно упрощает и удешевляет внедрение информационной системы.

Если организация готова разрабатывать систему (или ее часть/подсистему) «с нуля», тогда перед данным этапом стоит выполнить разработку прототипа и моделирование выполнять с его использованием.

Основными результатами моделирования работы системы по сценариям будут:

- определение используемых объектов системы;
- определение основных настроек системы;
- проведение демонстрации работы системы;
- выявления функциональных разрывов (функций, не покрываемых тиражным (базовым) программным решением).

На основании полученных результатов в ходе моделирования вырабатываются уточнения к ранее сформированным требованиям к системе, к подходу ее внедрения, срокам, стоимости и т.д.

5 Формализация сценариев работы в информационной системе и определение детальных требований

Завершающим этапом методики определения требований к системе будут работы по описанию всех требуемых к автоматизации сценариев работ. Чаще всего, они будут входить в техническое задание на систему.

Описание сценариев обязательно должно определять:

- все операции, выполняемые пользователями системы;
- роли пользователей системы, для каждой операции;
- последовательность выполнения операций;
- результаты выполнения сценария.

Для описания сценариев очень хорошо подходят различные графические нотации. Пример такой нотации – BPMN (Business Process Model and Notation): **Рис. 3.**

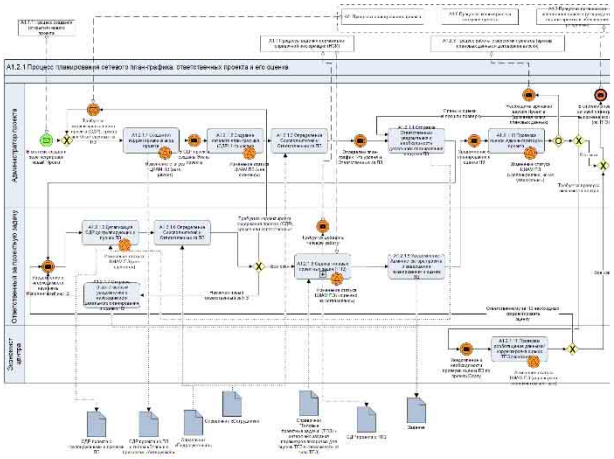


Рис. 3. Пример графического описания сценария работы в системе

Сценарии, дополненные текстовым описанием, с учетом дополнительных требований (законодательными актами, регламентами организации, спецификой и устоявшихся практик организации и т.д.) будут определять детальные требования к системе, в том числе:

- функциональные требования;
- требования к ролевой модели пользователей системы;
- прочие требования (требования к производительности, лингвистики и т.д.).

6 Заключение

Использование при внедрении информационной системы описанной в работе методике позволит не только определить детальные требования к системе и ответить на вопрос «что должна делать система?», но и продемонстрировать в ходе моделирования работу самой системы, тем самым сформировав правильные ожидания у заказчика системы от ее использования, что является чуть-ли не главным критерием для успешного внедрения информационной системы.

Настоящая методика многократно применялась компанией «ITLand» при разработке и внедрении систем управления проектами различного уровня сложности и масштабов на базе платформы «1С:Предприятие» и показала себя кране успешной в достижении цели внедрения информационной системы в организациях заказчиков.

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТРУДОЕМКОСТИ И РАСЧЕТА ЭНЕРГОРЕСУРСОВ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ НА ОБЪЕКТАХ ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ БАЗЫ НИЦ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ

А.А. Тер-Акопов
ФАУ «ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского», Жуковский

В целях адаптации к технологической трансформации и использования достоверных показателей при проведении испытаний была разработана методика определения норм времени и расхода энергоресурсов при проведении экспериментальных аэродинамических исследований. Методика устанавливает нормативы численности персонала, времени и расчет потребления энергоресурсов при проведении исследований.
Для расчета плановых затрат разрабатываются три документа:
1. Методика оценки трудоемкости.
2. Методика расчета потребления энергоресурсов.
3. Справочник норм расхода энергоресурсов и трудоемкости работ.
Основой для разработки методик и документов, регламентирующих расчет себестоимости испытаний, является введенный в 2024 году стандарт организации системы менеджмента качества.

FEATURES OF DETERMINING LABOR INTENSITY AND CALCULATING ENERGY RESOURCES WHEN CONDUCTING EXPERIMENTAL AERODYNAMIC STUDIES AT THE TEST FACILITIES OF THE RESEARCH CENTER FOR AEROHYDRODYNAMICS

A.A. Ter-Akopov
TsAGI, Zhukovsky, Russia

In order to adapt to technological transformation and use reliable indicators during testing, a methodology was developed for determining the norms of time and energy consumption during experimental aerodynamics studies. The methodology sets standards for the number of personnel, time and calculation of energy consumption during research. Three documents are being developed to calculate the planes costs:
1. Methodology for assessing labor intensity.
2. Methodology for calculating energy consumption.
3. Handbook of energy consumption standards and labor intensity of work.
The basic for the development of methods and documents regulating the calculation of the cost of testing is the standard of the organization’s quality management system introduced in 2024.

1 Введение

За минувшие десятилетия очень сильно изменился технологический процесс экспериментальных исследований. Появились новые технологии, новое оборудование, комплексная автоматизация и т.д. Данные обстоятельства требуют создания новых методик проведения оценок материальных ресурсов и трудозатрат.

На основе исследования характера и содержания труда работников испытательных центров института в работе излагаются методические принципы нормирования труда специалистов, участвующих в экспериментальных исследованиях.

С этой целью было принято решение разработать технологии подготовки и проведения основных видов испытаний на всех объектах аэродинамической испытательной базы института (далее – аэродинамические трубы, АДТ), которые представляют собой совокупность технологических операций экспериментальных исследований, а также привести в соответствие численность занятых на различных этапах исследований работников с объемом выполняемых работ и разработать нормативы численности и необходимого количества времени для стабильно выполняемых этапов и операций аэродинамических исследований.

На первом этапе были исследованы технологические и организационные процедуры выполнения работ при проведении

экспериментальных исследований, а также организационные структуры работников в основных АДТ и получены данные, характеризующие их распределение по должностям и функциям. На этой основе было рассчитано соотношение потребной численности работников, участвующих в экспериментальных исследованиях и других функциональных групп работников, занятых на различных этапах аэродинамических исследований.

Нормирование труда в научных подразделениях заключается в предварительном определении трудоемкости операций, работ и этапов и установлении численности исполнителей.

Процесс подготовки и проведения экспериментальных исследований в АДТ состоит из трех основных этапов:

– Подготовительный этап (I этап) (согласование первичной документации на проведение испытаний, определение режимов испытаний и т.д.);

– Этап проведения испытаний (II этап);

– Заключительный этап (III этап) (обработка данных, графическое построение результатов испытаний).

Помимо разработки методики нормирования экспериментальных исследований, в целях определения реальных затрат на проведение испытаний, необходимо создавать документы, отражающие расчеты потребления электроэнергии, расхода сжатого воздуха (и других энергоресурсов) при работе АДТ на одно испытание. Установлено, что на каждый объект испытательной базы должны быть разработаны следующие документы:

1. Методика оценки трудоемкости на проведение экспериментальных исследований;
2. Методика расчета потребления энергоресурсов;
3. Справочник норм расхода энергоресурсов и трудоемкости работ на проведение испытаний (итоговый документ в котором должны быть отражены итоговые значения в части количества расхода энергоресурсов и трудоемкости технологический операций каждого этапа экспериментальных исследований с учетом характеристик объекта испытательной базы (скорость потока, число Маха, количество точек и т.д.) на все виды экспериментальных исследований).

Вышеуказанные документы являются основанием для расчета плановых затрат на энергоресурсы и фонда заработной платы работников структурных подразделений, участвующих в проведении экспериментальных исследований на объектах испытательной базы.

Основным шагом в подготовке нормативной базы затрат труда должно быть установление основных видов работ, их продолжительности и количества занятых работников на каждой из операций, составляющих эти работы. С этой целью важно использовать листы наблюдений фотографии рабочего времени на объектах испытательной базы (при наличии) или акты заседаний экспертной комиссии по оценке трудоемкости проведения экспериментальных исследований на объектах испытательной базы.

Основополагающим документом для разработки и формирования вышеуказанных документов, устанавливающих порядок расчета себестоимости экспериментальных исследований, с учетом специфики проводимых испытаний в зависимости от вида экспериментальных исследований, на различных объектах аэродинамической испытательной базы, является стандарт организации системы менеджмента качества.

Стандарт регламентирует порядок определения трудоемкости работ и норм расхода энергоресурсов при проведении экспериментальных аэродинамических исследований, выполняемых структурными подразделениями института.

Стандарт определяет основные задачи и операции, которые должны быть решены на каждом этапе при подготовке и проведении испытаний на объектах испытательной базы, а также порядок разработки и перечень документов, необходимых для расчета трудозатрат и энергоресурсов при проведении экспериментальных исследований на объектах испытательной базы.

2 Заключение

В целях организации работы по разработке и формированию документов, устанавливающих порядок расчета себестоимости экспериментальных аэродинамических исследований при заключении государственных контрактов и договоров, данный стандарт организации системы менеджмента качества был введен в действие приказом генерального директора в 2024 году.

Важными отличиями разрабатываемых документов от ранее утвержденных в ФАУ «ЦАГИ» Прейскурантов цен на проведение испытаний, является объективность и достоверность данных в части обоснования структуры цены перед Заказчиком и Военным представительством Министерства обороны РФ, а также возможность начать оплачивать труд испытательных лабораторий и исполнителей работ уже на этапе подготовки.

Научное издание

Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2025

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 111116, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2,
https://ciam.ru.

Государственный научный центр РФ
«Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям ICAM 2025

СБОРНИК ТЕЗИСОВ
ТОМ III

Москва
ЦИАМ им. П.И. Баранова
2025

УДК 621.45:061.3
ББК 39.55
М43

Международная научно-техническая конференция по авиационным двигателям
М43 **ICAM 2025** : сборник тезисов / Государственный научный центр РФ «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова». – М. : ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2025. – 1361 с. : ил.
ISBN 978-5-94049-062-3

Сборник включает тезисы докладов, представленных на Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2025, проведенной 1–3 декабря 2025 года. В рамках одиннадцати тематических секций рассмотрены как фундаментальные, так и прикладные проблемы создания авиационных двигателей: газовая динамика и горение; силовые и энергетические установки; лопаточные машины; бескомпрессорные двигатели; системы автоматического управления, контроля и диагностики; прочность, надежность, новые конструкционные материалы и технологии; авиационная химмотология; испытания, методы и средства измерений; цифровизация.

УДК 621.45:061.3
ББК 39.55

ISBN 978-5-94049-062-3

© Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, 2025

ОГЛАВЛЕНИЕ

Раздел XI. Прочность. Пленарное заседание 939

Раздел XII. Композиционные материалы 976

Раздел XIII. Материалы и технологии 1089

Раздел XIV. Статика 1166

Раздел XV. Динамика 1197

Раздел XVI. Ресурс 1261

Раздел XVII. Ударное лазерное упрочнение 1300

Раздел XVIII. Подшипники 1327

РАЗДЕЛ XI

ПРОЧНОСТЬ.
ПЛЕНАРНОЕ ЗЕСЕДАНИЕ

К 95-ЛЕТИЮ ЦИАМ. НАУЧНЫЕ ШКОЛЫ ПРОЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ

Ю.А. Ножницкий
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Отмечена роль центрального института авиационного моторостроения (ЦИАМ) как головного научно-исследовательского института в системе обеспечения прочности и надежности создаваемых и эксплуатируемых в России отечественных авиационных двигателей различного назначения. Сформулированы отличительные особенности работы ЦИАМ в этих направлениях. Рассмотрены основные направления деятельности ЦИАМ в области обеспечения прочности и надежности авиационных двигателей в последние 5 лет

FOR THE 95-TH ANNIVERSARY OF CIAM FOUNDATION SCIENTIFIC SCHOOLS OF INTEGRITY AND RELIABILITY

Yu.A. Nozhnitsky
CIAM, Moscow, Russia

The role of the Central Institute of Aviation Motors (CIAM) as a leading scientific-research institute in the system of provision of integrity and reliability of developed and exploited domestic aviation engines is outlined. Distinctive features of CIAM team in these directions are formulated. The main directions of CIAM's work in the field of provision of integrity and reliability of aviation engines during last five years are considered.

1 Введение

Обеспечение прочности и надежности является важнейшей задачей как при создании авиационной техники, так и в процессе её эксплуатации. Решение этой задачи для авиационных двигателей является особенно сложным. Поэтому работы по обеспечению прочности и надежности авиационных двигателей начались с момента образования ЦИАМ (ИАМ).

Дан краткий исторический обзор формирования и развития научных школ прочности и надежности авиадвигателей, действующих в ЦИАМ. Деятельности этих научных школ в 1930-2020 гг. посвящена обширная литература. Поэтому в докладе основное внимание уделено развитию работ по прочности и надежности двигателей в последние годы.Отличительными особенностями работы специалистов ЦИАМ в области прочности и надежности являются проведение как прикладных, так и фундаментальных исследований; сочетание матмоделирования и расчетов с механическими испытаниями и физическими исследованиями; применение при необходимости многодисциплинарного подхода; комплексный охват проблемы, включающий разработку требований, методов обеспечения соответствия требованиям и методов подтверждения соответствия требованиям; проведение исследований на всех стадиях жизненного цикла двигателя (от разработки технического задания до исследований эксплуатационных дефектов); тесное взаимодействие с предприятиями промышленности, академическими и отраслевыми научно-исследовательскими институтами, специализированными, в том числе материаловедческими и технологическими, предприятиями.

2 О работах последних лет

В последние 5 лет сотрудниками института велись работы по обеспечению прочности и надежности всех отечественных вновь создаваемых или находящихся в эксплуатации авиационных двигателей. При этом экспериментальные исследования проводились на стендах и установках института, на предприятиях промышленности, в процессе производства и эксплуатации двигателей. В качестве примера можно привести большой комплекс работ по выяснению причин катастрофы самолета Ил-112В с двигателями ТВ7-117СТ, по разработке мероприятий по предотвращению опасного дефекта, по сертификации двигателей ТВ7-117СТ/В и обеспечению проведения летных испытаний самолетов Ил-114-300 и вертолетов Ми-38 с этими двигателями. Значительный объем работ был выполнен в обеспечение сертификации двигателей

ВК-650 и летных испытаний самолета SSJ с двигателем ПД8.

На протяжении многих лет институт выполняет организационно-техническую работу по ведению межведомственной рабочей группы по обеспечению надежности двигателей государственной авиации; межведомственной экспертной комиссии по двигателям семейства ПС-90А; комиссии по надежности авиационных двигателей, вспомогательных силовых установок и редукторов вертолетных трансмиссий воздушных судов специального назначения с обеспечением реализации более 70% запланированных мероприятий. Осуществляется оценка надежности парков двигателей государственной (с ЦНИИ ВВС) и гражданской (с ГосНИИ ГА) авиации.

Основными направлениями НИОКР в этот период были следующие:

- ✓ Комплексная фрактодиагностика разрушений, включая оценку остаточного ресурса;
- ✓ Специальная квалификация и формирование банка данных (БД) по конструкционной прочности сплавов;
- ✓ Импортозамещение ПО;
- ✓ Подтверждение ресурсов основных - критических по последствиям разрушения деталей (ОД);
- ✓ Исследования причин появления дефектов в ОД и выявляемости этих дефектов;
- ✓ Расчетно-экспериментальный анализ несущей способности роторов;
- ✓ Решение задач динамики авиационных двигателей;
- ✓ Предотвращение разрушений от многоцикловой усталости;
- ✓ Обеспечение внедрения аддитивных технологий изготовления деталей из металлических сплавов;
- ✓ Разработка и подтверждение прочностной надежности новых конструктивно-технологических решений с использованием различных КМ;
- ✓ Комплексные расчетно-экспериментальные исследования подшипников;
- ✓ Разработка и внедрение методов диагностики технического состояния;
- ✓ Совершенствование методов и огневые испытания;
- ✓ Развитие методов и контроль чистоты воздуха в системе кондиционирования.

Необходимо отметить комплексные работы по многомасштабной фрактодиагностике деталей авиационных ГТД, позволившие выявить причины ряда опасных дефектов и имевшие большое значение для разработки мероприятий по предотвращению появления этих дефектов. Эти работы во многом носят фундаментальный характер, прежде всего в части разработки методов комплексной фрактодиагностики, исследования металлургических дефектов в гранулируемых никелевых сплавах, исследований влияния неблагоприятной кристаллографической текстуры на прочность дисковых титановых сплавов.

Был выполнен большой объем работ по экспертизе выявляемости в производственных условиях дефектов в основных (критических по последствиям разрушения) деталях ряда двигателей с количественной оценкой выявляемости дефектов применяемыми методами неразрушающего контроля. Выполнен комплекс работ по созданию автоматизированной установки для вихретокового контроля дисков.

Не переоценивая роль цифровизации и возможностей перехода к виртуальным испытаниям, отмечу значительный прогресс в этих направлениях, включая разработку стандарта по цифровым двойникам и получение премии «Авиастроитель года» за 2024 год за разработку цифрового двойника модернизированного двигателя АИ-222-25.

В последние годы очень важным стало направление импортозамещения программного обеспечения (ПО). В связи с этим получили развитие работы как по адаптации для решения задач авиадвигателестроения универсальных отечественных программных комплексов, так и по разработке собственного ПО. Можно отметить, в частности, успешное применение комплекса FIDESYS для определения разрушающей частоты вращения диска; разработку отечественного ПО с целью автоматизации формирования банка данных расчетных характеристик конструкционной прочности материалов, ПО для оценки остаточного ресурса дисков и лопаток, пользовательских моделей деформирования и разрушения интерметаллидов и композиционных материалов.

Было реализовано важное организационное мероприятие, направленное на повышение эффективности проведения в институте сертификационных испытаний по подтверждению прочности и надежности авиационных двигателей. 4 ранее аккредитованные для проведения сертификационных испытаний лаборатории были объединены в центр сертификационных испытаний. Только в 2024 г. в рамках проведения специальной квалификации материалов основных и особо ответственных деталей двигателей было испытано более 2100 образцов (на кратковременную прочность при растяжении и сжатии, длительную прочность, сопротивление мало- и многоцикловой усталости,

скорость роста трещины усталости при температуре до 1100°С).

На разгонных стендах только в 2024 году были проведены разгонные и/или ресурсные циклические испытания роторов двигателей 6 типов. Современные конструкции разгонных стендов и разработанные методики испытаний позволяют проводить разгонные испытания для подтверждения несущей способности роторов и определения разрушающей частоты вращения, испытания по определению циклической долговечности, вибрационные испытания (испытания по определению частот и форм собственных колебаний, по оптимизации конструкционного демпфирования колебаний, по исследованию сопротивления многоцикловой усталости вращающихся лопаток), специальные динамические испытания (с обрывом лопатки, забросом крупной одиночной птицы) и др. Современные методики испытаний позволяют проводить в темпе эксперимента тензометрирование и вибрографирование, измерять вытяжку роторов, определять место возникновения и траекторию развития трещин, фрагментацию объекта испытаний и т.д. При исследовании циклической долговечности роторов удается остановить испытание до разрушения объекта, сохранив его для фрактографических исследований и предотвратив существенное повреждение стенда. Ведутся работы по модернизации собственной экспериментальной базы и созданию разгонного стенда для предприятия-заказчика.

Выполнен ряд расчетно-экспериментальных работ по подтверждению ресурса до появления трещины малоцикловой усталости с использованием конструктивно-подобных элементов.

Выполнен большой объем испытаний на многоцикловую усталость, по отработке методов поверхностного упрочнения и исследованию поверхностных остаточных напряжений. Были выполнены, в частности, уникальные усталостные испытания конструктивных элементов валов, лопаток центробежных колес; начаты работы по оценке усталостной прочности при высоких частотах возбуждения колебаний, необходимые для исследований гигацикловой усталости.

Проведены расчетно-экспериментальные исследования несущей способности, долговечности и дефектов подшипников ряда двигателей; измерения действующих на подшипники осевых сил, в том числе исследования в обеспечение внедрения подшипников качения из новых отечественных сталей и для усовершенствования методики расчета долговечности подшипников. Большая работа была выполнена по исследованию особенностей работы и определению рациональных областей использования гибридных подшипников.

В 2024 г. было проведено более 50 огневых испытаний для подтверждения пожаробезопасности двигателей. Наряду с испытаниями на огнестойкость и пожаробезопасность, начали проводить испытания на воспламеняемость.

Только в 2024 г. проведено 10 испытаний с целью анализа содержания токсических примесей в воздухе, отбираемом от ГТД на нужды системы кондиционирования); создана мобильная универсальная система для отбора проб воздуха.

Работы по диагностике технического состояния двигателей велись как в обеспечение безопасной и эффективной эксплуатации серийных двигателей, так и для создания комплексной системы предиктивной диагностики перспективных двигателей, включая вихретоковую систему предупреждения аварийного изнашивания омываемых маслом деталей и электростатическую систему диагностики попадания в тракт двигателя посторонних предметов.

Разработанные в институте защищенные патентами методы бесконтактной диагностики колебаний применяются при большинстве стендовых испытаний двигателей или узлов, проводящихся в ЦИАМ и на предприятиях отрасли. Только в 2024 г. это было более 20 испытаний.

Цикл работ был посвящен разработке методов прогнозирования флаттера и амплитуды, вызванных входной неравномерностью потока или конструктивно-обусловленными гармониками резонансных колебаний лопаток газотурбинных двигателей.

Большой комплекс был выполнен по исследованию динамики двигателей, включая разработку динамических моделей двигателя, в т.ч. с учетом устройства снижения нагрузки при обрыве лопатки вентилятора; моделирование ударных процессов, возникающих при обрыве лопатки вентилятора, при взаимодействии двигателя с птицами/дроном; разработку рекомендаций по снижению вибраций двигателя, в том числе за счет рационального размещения лопаток в колесе. Под руководством одного из основателей научной школы прочности двигателей Б.Ф. Шорра, проработавшего 74 года в институте, была выпущена монография «Птицестойкость авиационных ГТД», удостоенная премии имени Н.Е. Жуковского за 2022 год.

Работы по аддитивным технологиям (АТ) включали исследования особенностей получения с помощью СЛС-технологий деталей из титановых сплавов; исследования по отработке на основе применения АТ конструктивно-технологических решений для рабочих лопаток турбин высокого

давления, по разработке ячеистых конструкций. Особенно много внимания уделялось обеспечению стабильности и воспроизводимости при использовании АТ. Сделанный удаленно доклад по АТ был отмечен как лучший на международной конференции в Турции.

Работы по полимерным композиционным материалам (ПКМ) включали продолжение исследований по отработке технологии изготовления лопаток вентиляторов из ПКМ, разработку технологии 3-D печати деталей из армированных волокнами углепластиков. Были выполнены этапы расчетно-экспериментальных работ по созданию элементов конструкции двигателей из армированных волокнами композиционных материалов на металлической и керамической матрицах.

На основе проведенных исследований динамики, прочности и надежности был разработан ряд методических рекомендаций по методам подтверждения соответствия сертификационным требованиям, удостоенных премии «Авиастроитель года» за 2023 год.

Научную деятельность центра характеризует то, что ежегодно сотрудниками центра делается более 50 докладов, публикуется около 50 статей. За 5 лет получено 14 патентов на изобретения и 14свидетельств о регистрации программ. В 2024 г. издано 2 учебных пособия для студентов, получено 2 патента на изобретения.

К сожалению, в настоящее время в развитии центра имеется ряд проблем. Это прежде всего сокращение объема финансирования научных исследований, изношенность и необходимость модернизации экспериментального оборудования, определенные кадровые проблемы. Например, 20 лет назад в институте было 12 докторов наук, занимавшихся вопросами динамики, прочности и надежности, сейчас – 4, причем все они старше 70 лет.

Тем не менее в центре много талантливых молодых специалистов, в настоящее время 20 из них обучается в аспирантуре. Выполнен большой объем работ по подготовке к модернизации экспериментальной базы.

Именно это позволяет с оптимизмом смотреть в будущее, вызывает уверенность в успешном преодолении проблем.

3 Заключение

Научные школы прочности и надежности ЦИАМ успешно работают в течение 95 лет и продолжают развиваться.

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ КРИТИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

М.М. Бакрадзе[1], А.Е. Сорокин[1], А.М. Волков[1]
[1] АО «ОДК», Москва

На примере авиационного двигателестроения подчеркнута ведущая роль материалов нового поколения для развития высокотехнологичных отраслей промышленности. Сформулирован порядок взаимодействия ФОИВ, квалифицированных заказчиков, исполнителей НИР и ОКР для реализации научно-технологического задела. Представлены примеры новых материалов и критических технологий, определяющих конструктивный облик современных и перспективных ГТД.

NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES FOR THE IMPLEMENTATION OF CRITICAL TECHNOLOGIES IN THE AIRCRAFT ENGINE INDUSTRY

M.M. Bakradze[1], A.E. Sorokin[1], A.M. Volkov[1]
[1] JSC «UEC», Moscow, Russia

The leading role of new-generation materials for the development of high-tech industries is emphasized using the example of aviation engine production. The procedure for the interaction of government structures, qualified customers, performers of R&D is formulated for the implementation of scientific and technological advances. The examples of new materials and critical technologies that determine the constructive form of modern and advanced jet-engines are presented.

Несмотря на переход в информационный век материалы, особенно используемые в сложных технических системах, по-прежнему определяют уровень развития той или иной сферы промышленности [1]. И одним из сложнейших изделий машиностроения является авиационный газотурбинный двигатель – разработка и серийный выпуск которых освоен только в небольшом количестве технологически развитых стран мира. Россия одна из них.

В конструкции современного ГТД может использоваться до 100 различных марок конструкционных и функциональных материалов. Если же брать в расчет всю разработанную номенклатуру, то даже её краткое описание только с ключевыми характеристиками приводит к необходимости формирования многотомных справочников и спецификаций на материалы.

В авиационной отрасли, безусловно, присутствует определенный консерватизм, продиктованный в том числе жесткими подходами к показателям безопасности и надежности изделий.

Вместе с этим, новые материалы определяют возможности по созданию ГТД следующих поколений. Например, переход к 4 поколению двигателей, помимо конструкторских и технологический решений, был осуществлен за счет внедрения монокристаллических лопаток, многослойных теплозащитных покрытий, дисков турбины из гранулируемых сплавов и других инноваций.

Достижение принципиально нового уровня технических характеристик (параметров цикла, удельной массы, топливной эффективности) ГТД невозможно без создания опережающего научно-технического задела (НТЗ) и в первую очередь в области материаловедения.

Данный процесс реализуется непрерывно и в настоящий момент в АО «ОДК» отражен в Программе развития критических технологий в области авиационного двигателестроения, поддержанной профильными министерствами и утвержденной Правительством Российской Федерации.

При разработке программы был заложен принцип создания НТЗ по сквозным программам. Такой принцы был широко распространён в СССР и демонстрировал свою эффективность. Сегодня такой подход целесообразно распространить на все государственные корпорации, а также провести взаимоувязку работ по смежным отраслевым направлениям для рационального использования ограниченных материальных и временных ресурсов.

В целом следует определить следующий порядок формирования НТЗ

- Формирование по требованиям заказчика облика перспективных изделий, как минимум обеспечивающий паритет или превосходство с зарубежной техникой.

- Формирование сквозных программ по созданию научно-технического задела (компонентная база – материал – технология – конструкция – изделие) .
- Формирование национальных и федеральных проектов для реализации сквозных программ.
- Создание НТЗ и выполнение ОКР по изделиям, постановка на серийное производства и эксплуатацию.

Именно такой подход должен обеспечить эффективность использования ресурсов и целевых средств.

И конечно необходимо учитывать для реализации этой концепции применение цифровых технологий: необходимо создать и вести общую межотраслевую базу данных характеристик, разработанных и требуемых к разработке материалов, компонентной базы (химии) и эту функцию считаю необходимо закрепить за головным материаловедческим центром – Курчатовским институтом.

Возвращаясь к основному вопросу о роли материалов в авиационном двигателестроении следует отметить, что ключевыми направлениями развития сегодня являются разработка и внедрение конструкций из керамических, металлокерамических и полимерных композиционных материалов, обеспечивающих повышение рабочих температур и ресурса узлов, снижение массы изделий. На рубеже 2030–2035 гг. ожидаемая доля таких материалов в ГТД должна превысить 30% против текущих 10 %.

В области полимерных композиционных материалов это переход к новому поколению отечественных ударопрочных ПКМ на основе углеродных волокон типа Т1000, ПКМ на основе углеродных и арамидных наполнителей для гибридных корпусов вентилятора, термопластов для изготовления кронштейнов, створок, узлов реверса [2], функциональных материалов: клеев, герметиков, заполнителей для сборки узлов двигателей, антифрикционных и других видов покрытий.

В области высокотемпературных материалов для деталей газогенератора это в первую очередь разработка и применение керамических композитов на основе матрицы и бескернового волокна из карбида кремния [3]. В РФ внедрению ККМ в состав ГТД препятствует отсутствие серийного производства бескерновых волокон карбида кремния, в том числе 3-го поколения.

Применительно к металлическим материалам остро стоит задача внедрения к конструкции интерметаллидных материалов на основе титана, обладающих высокой удельной прочностью в комбинации с рабочими температурами, приближающимися к никелевым сплавам [4]. Актуальным направлением является трансфер критических базовых технологий для обработки современных материалов: лучевых методов сварки и сварки в твердой фазе, изотермической штамповки, аддитивных технологий.

В заключении необходимо отметить, что внедрение новых технологий и обеспечение существующего производства невозможно без современного парка оборудования. При поддержке Минпромторга в ОДК ведется работа по импортозамещению и созданию нового критически важного специализированного оборудования.

Список использованных источников

[1] Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу / Науч. ред.: Б. Алешин, В. Бабкин, Л. Гохберг, А. Дутов, С. Желтов, Е. Каблов, Е. Федосов, С. Чернышев. Москва, ФГУП «ЦАГИ», 2014 – 280 с.

[2] Ю.А. Михайлин. Волокнистые полимерные композиционные материалы в технике. СПб.: Научные основы и технологии, 2013. – 720 с.

[3] A. Lacombe, P. Spriet, A. Allaria, E. Bouillon, G. Habarou. Ceramic matrix composites to make breakthroughs in aircraft engine performance // 50th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 4–7 May 2009. Palm Springs, California.

[4] Н.А. Ночовная, О.А. Базылева, Д.Е. Каблов, П.В. Панин. Интерметаллидные сплавы на основе титана и никеля. Москва: ВИАМ, 2018. – 308 с.

РАЗВИТИЕ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛНННИЯ

Н.В. Петрушин[1], И.Л. Светлов[1], Е.С. Елютин[1]
[1]НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ, Москва

Представлен анализ тенденций легирования и механические свойства современных монокристаллических жаропрочных никелевых сплавов четвертого и пятого поколений для турбинных лопаток перспективных авиационных двигателей. Рассмотрен синергический эффект влияние рения и рутения на фазовый состав и длительную прочность монокристаллов никелевого жаропрочного сплава четвертого поколения ВЖМ4. С помощью компьютерного конструирования рассчитан состав нового монокристаллического жаропрочного никелевого сплава шестого поколения ВЖМ10. Приведены результаты экспериментальных исследований длительной прочности монокристаллов сплава ВЖМ10 в интервале температур 900–1200 °С и эволюции фазового состава и γ/γ′-микроструктуры сплава в процессе высокотемпературной ползучести.

DEVELOPMENT OF NICKEL-BASED SUPERALLOYS FOR SINGLE-CRYSTAL BLADES OF NEW GENERATION GAS TURBINE ENGINES

N.V. Petrusin[1], I.L. Svetlov[1], E.S. Elyutin[1]
[1]NRC “Kurchatov Institute” – VIAM, Moscow, Russia

An analysis of alloying trends and mechanical properties of modern single crystal nickel-based superalloys of the fourth and fifth generations for turbine blades of promising aircraft engines was presented. The synergistic effect of rhenium and ruthenium on the phase composition and long-term strength of single crystals of heat-resistant nickel alloy of the fourth generation VZhM4 is considered. The composition of a new single crystal nickel-base superalloy of the sixth generation VZHM10 was calculated by the method of computer design. The results of experimental studies of the long-term creep strength of single crystals of the VZHM10 alloy in the temperature range of 900-1200 °C and the evolution of its phase composition and γ/γ'-microstructure during high-temperature creep was presented.

1 Введение

Жаропрочные никелевые сплавы (ЖНС), из которых изготавливают монокристаллические лопатки газовых турбин авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) являются многокомпонентными системами и имеют гетерофазную микроструктуру: γ-твердый раствор никеля, упрочненный Cr, Co, Mo, W, Re, а также микроскопическими частицами γ′-фазы на основе интерметаллида Ni_3Al, упрочненного Ta, Ti, Nb.

Разработка ЖНС для литья турбинных лопаток проводится в ВИАМ на протяжении многих лет. Первые литейные ЖНС были созданы в 50-х годах прошлого столетия.

Переход от технологии равноосного литья к направленной и монокристаллической кристаллизации лопаток потребовал разработки специально легированных монокристаллических ЖНС. В зависимости от системы легирования монокристаллические ЖНС
принято разделять на пять поколений, от *I* до *V*. Традиционный способ повышения жаропрочности и температурной работоспособности материала лопаток из никелевых сплавов поколения *I* за счет легирования тугоплавкими элементами Mo, Nb, Ta и W при оптимальном сочетании таких элементов как Al, Ti, Cr и Co себя полностью исчерпал. Поэтому, начиная с
поколения *II*, ЖНС дополнительно легируют редким элементом рением в количестве 2−4 % (по массе), в сплавах *III* поколения его концентрация доведена до 5–9 %), а с поколения *IV* еще и рутением (до 6% по массе). Рений и рутений в ЖНС в значительно большей степени, чем другие легирующие элементы (ЛЭ), повышают уровень температур и напряжений, при которых могут длительно сохранять работоспособность монокристаллические лопатки ГТД

Фундаментальное значение имели полученные результаты исследований по влиянию рения и рутения на физико-химические, структурно-фазовые и жаропрочные характеристики монокристаллов ЖНС. Рений, концентрируясь преимущественно в матричной γ-фазе и в меньшей мере в частицах γ'-фазы, в процессе ползучести диффундирует в ядра дислокаций, образуя комплексы «дислокация-атомы рения» в виде атмосферы Коттрелла, что было показано методом атомно-зондовой томографии (АЗТ) [1]. Благодаря низкой диффузионной подвижности Re и образованию обогащённых им

атмосфер Коттрелла существенно увеличивается сопротивление ползучести и высокотемпературная долговечность монокристаллов ЖНС. Обнаружено, что Ru стабилизирует фазовый состав ренийсодержащих ЖНС, замедляя скорость выделения вредных топологически плотноупакованных (ТПУ) фаз и понижая их равновесную объёмную долю [2]. Совместное введение в ЖНС Re и Ru увеличивает период кристаллической решётки никелевого γ-твердого раствора и размерное несоответствие периодов кристаллических решеток γ- и γ'-фаз (γ/γ'-мисфит) – важный структурный параметр, определяющий эффективность дисперсионного упрочнения ЖНС. Re-Ru-содержащие ЖНС имеют наибольший γ/γ'-мисфит, достигающий 0,4–0,6 %, что коррелирует с высоким сопротивлением ползучести монокристаллов ЖНС. В значительной мере эти преимущества рений-рутенийсодержащих ЖНС удалось реализовать в первом отечественном (ФГУП «ВИАМ») монокристаллическом сплаве четвертого поколения ВЖМ4, содержащего (% по массе) 6Re и 4Ru, с уровнем длительной прочности σ_{100}^{1100}=170 МПа, из которого в настоящее время изготавливают монокристаллические лопатки двигателя ПД-14, а также в более жаропрочных сплавах пятого поколения ВЖМ6 и ВЖМ8 (σ_{100}^{1100}=180 МПа, σ_{100}^{1170}=105 МПа) (**Рис. 1**).

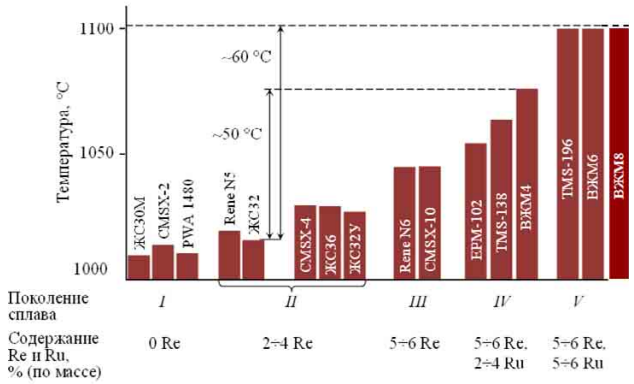


Рис. 1. Температурная работоспособность (σ=137 МПа, τ=1000 ч) монокристаллических ЖНС *I–V* поколений [3]

Следующим этапом развития этого направления в ФГУП «ВИАМ» за последние пять лет стало создание перспективного ЖНС шестого поколения с уровнем длительной прочности σ_{100}^{1100}=200 МПа, σ_{100}^{1200}=80 МПа для монокристального литья лопаток двигателя большой тяги.

2 Механические свойства монокристаллов рений-рутенийсодержащих ЖНС

На **Рис. 2** приведены температурные зависимости пределов прочности и текучести <001> монокристаллов сплавов третьего и четвертого поколений марок ВЖМ1 (9,3Re) и ВЖМ4 (6Re, 4Ru) и зарубежных сплавов марок PWA1484 (3Re) и EPM-102 (5,95Re, 3Ru) (% по массе). Их особенность состоит в том, что при температурах до 850–900 °С ренийсодержащие сплавы ВЖМ1 и PWA1484 имеют более высокие значения пределов текучести, чем рений-рутенийсодержащие сплавы ВЖМ4 и EPM-102. Пределы прочности этих сплавов в интервале температур 20–1100 °С различаются не столь значительно. Однако увеличение содержания рутения до 6 % (по массе) в сплаве пятого поколения ВЖМ8 привело к повышению предела текучести при 900 °С до 1080 МПа, что соответствует сплавам, легированных только рением.

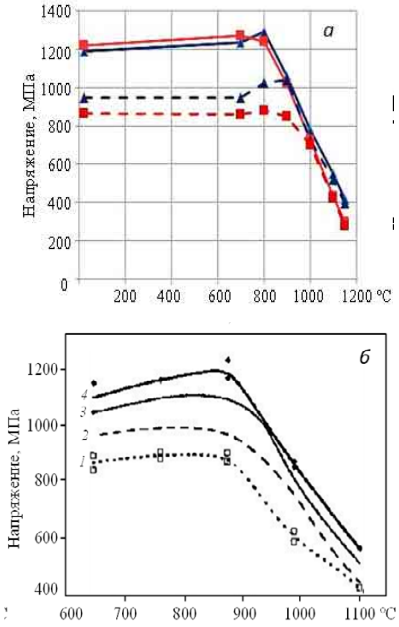


Рис. 2 Температурные зависимости пределов прочности $\sigma_в$ (——) и текучести $\sigma_{0,2}$ (- - -) <001> монокристаллов ЖНС отечественного производства (*а*) ВЖМ1 (▲) и ВЖМ4 (■), а также зарубежных (*б*) сплавов PWA1484 (*2* и *3*) и EPM-102 (*1* и *4*) [4]

Отметим, что модули упругости монокристаллов ЖНС различных систем легирования (сплавы марок ЖС6Ф, ЖС32, ЖС32У, ЖС36, ВЖМ4, ВЖМ6, ВЖМ7, ВЖМ8) имеют аналогичные температурно-ориентационные зависимости в интервале 2–1150 ºС, отличаясь незначительно по величине в пределах одной кристаллографической ориентации (КГО), и описываются следующими уравнениями:

$$E_{<001>} = 132{,}7 - 0{,}0197T - 3\cdot10^{-5}T^2, R^2 = 0{,}899 \quad (1)$$

$$E_{<011>} = 235{,}6 - 0{,}0551T - 2\cdot10^{-5}T^2, R^2 = 0{,}863 \quad (2)$$

$$E_{<111>} = 302{,}6 - 0{,}0624T - 3\cdot10^{-5}T^2, R^2 = 0{,}795 \quad (3)$$

где $E_{<hkl>}$ (<hkl>: <001>, <011>, <111>) – модули упругости, ГПа; T – температура, ºС; R – корреляционный множитель.

Прочность монокристаллов с КГО <111> при средних температурах намного превышает прочность монокристаллов с КГО <001> и <011>. При более высоких температурах анизотропия кратковременных свойств практически вырождается и все ориентации выше 1000 °С становятся примерно равнопрочными.

3 Синергическая роль рения и рутения в ЖНС

На **Рис. 3** представлены экспериментальные кривые длительной прочности <001> монокристаллов сплавов ВЖМ1 и ВЖМ4 в интервале температур 850–1150 ºС.

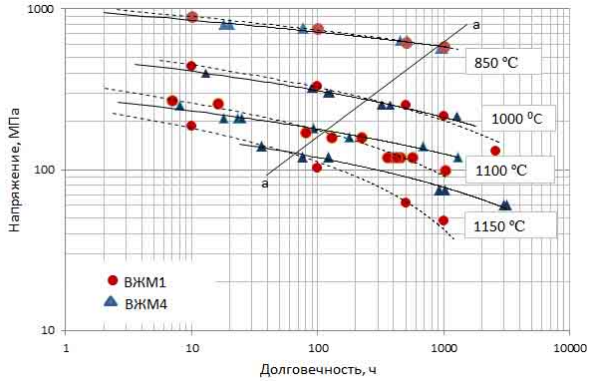


Рис. 3. Кривые длительной прочности <001> монокристаллов сплавов ВЖМ1 (9,3% Re) и ВЖМ4 (6% Re, 4% Ru) при температурах 850, 1000, 1100 и 1150 ºС; а–а – линия инверсии длительной прочности сплавов.

Видно, что при 850 ºС, отвечающей примерно рабочим условиям замка турбинной лопатки, сплавы ВЖМ1 и ВЖМ4 имеют практически одинаковую длительную прочность вплоть до значений долговечностей в 1000 ч. В интервале 1000–1150 °С, соответствующем рабочим условиях пера турбинной лопатки, при больших долговечностях сплав ВЖМ4 по длительной прочности превосходит сплав ВЖМ1, а при малых временах имеет место инверсия – жаропрочности. Преимущество сплава ВЖМ4 возрастает как с повышением температуры, так и с увеличением длительности испытаний. Так при температуре 1150 °С и напряжении 60 МПа долговечность сплава ВЖМ1 составляет около 500 ч, тогда как сплава ВЖМ4 – около 3000 ч, т.е. превышает долговечность ВЖМ1 в 6 раз! [5]. Столь большое преимущество сплава ВЖМ4 является определяющим, так как технические условия предполагают длительную работу лопаток при относительно низких напряжениях.

В процессе высокотемпературной ползучести <001> монокристаллов сплавов претерпевают существенную эволюцию структурно-фазового состояния, а именно образуется рафт-структура и выделяются ТПУ фазы (**Рис. 4**). После испытаний при температуре 1100 ºС в течение 1303 ч в сплаве ВЖМ4 поверхностная доля выделившихся ТПУ частиц составляет ~4,5 %, тогда как в сплаве ВЖМ1 при этой же температуре за 559 ч поверхностная доля выделившихся ТПУ частиц достигает ~28 %. Следовательно, скорость выделения ТПУ фаз в сплаве ВЖМ1 превышает таковую в сплаве ВЖМ4 в 15 раз. Такая более высокая фазовая стабильность сплава ВЖМ4 обусловлена легированием рутением. Можно полагать, что точки пересечения кривых длительной прочности (линия инверсии а–а) сплавов ВЖМ1 и ВЖМ4, представленных на **Рис. 3**, соответствуют окончанию инкубационного периода и началу выделения ТПУ фаз в сплавах.

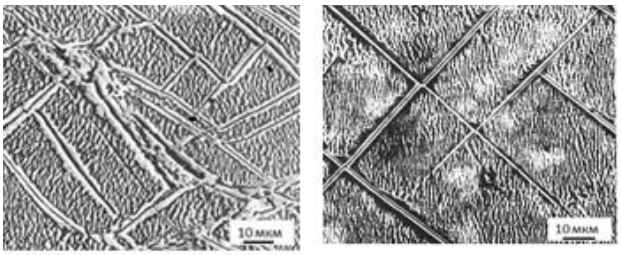


Рис. 4. ТПУ фазы в микроструктуре монокристаллов сплавов после испытаний на длительную прочность: *а* – сплав ВЖМ1 (τ=559 ч при 1100 ºС и σ=120 МПа); *б* – сплав ВЖМ4 (τ=1303 ч при 1100 ºС и σ=130 МПа)

4 Конструирование и исследование перспективного ЖНС шестого поколения

Поиск композиции нового перспективного ЖНС *VI* поколения для монокристального литья турбинных лопаток проводили методом компьютерного конструирования на базе системы Ni–Al–Cr–Mo–W–Ta–Co–Re–Ru. Для достижения максимальных характеристик длительной прочности интервале 900–1200 ºС в выбранной системе легирования принималось, что искомый сплав должен иметь величину γ/γ′-мисфита Δa (при $a_\gamma > a_{\gamma'}$) не менее 0,5%. Другими факторами, на основе которых выбирали состав сплава, были температуры γ′-сольвус (>1320 ºС), солидус (>1370 ºС), объемная доля γ′-фазы F_0, плотность, параметры фазовой стабильности ΔE и Md(γ), «окно» термической обработки и др. В таблице приведены полученные расчётные и экспериментальные основные характеристики сконструированного сплава.

Таблица. Свойства сконструированного монокристаллического жаропрочного никелевого сплава шестого поколения

Свойство	Значение свойства		
	Расчет	Эксперимент	
		После литья	После термообработки
Физико-химические свойства			
d, г/см^3	9,216	–	9,11
$T_{сольв}$, °С	1313	1325	1311
T_S, °С	1382	1362	1384
T_L, °С	1458	1437	1444
Структурно-фазовые характеристики			
F_0 (850°С), %	67,7	–	65,2

Δa (20°C), %	0,68	0,26–0,36	0,68
Длительная прочность, МПа			
σ_{100}^{900}	641,5	–	620
σ_{100}^{1000}	360,8	–	360
σ_{100}^{1100}	148,7	–	200
σ_{100}^{1200}	–	–	80

На **Рис. 5** показано сравнение экспериментальных значений длительной прочности [001] монокристаллов этого сплава и сплава ВЖМ4 в интервале температур 900–1150 ºС и долговечности до 1000 ч.

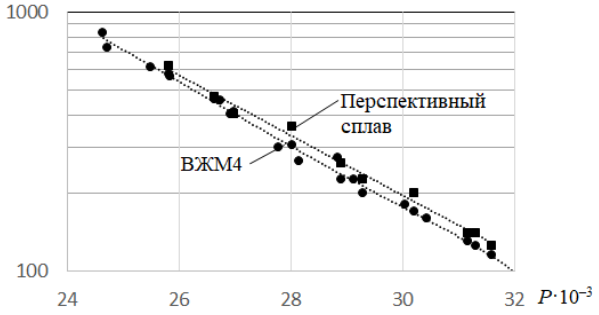


Рис. 5. Параметрические кривые длительной прочности [001] монокристаллов сплава ВЖМ4 и перспективного сплава *VI* поколения в интервале температур 900–1150 ºС

В процессе испытаний на длительную прочность γ/γ′-микроструктура перспективного сплава количественно и качественно изменяется. Количественное изменение микроструктуры обусловлено температурным растворением частиц γ′-фазы в матричном γ-твердом растворе и образованием ТПУ фазы, а качественное изменение связано со специфической коагуляцией исходных кубоидных частиц γ′-фазы в процессе ползучести растяжением в кристаллографическом направлении <001> монокристалла и образованием классической рафт-структуры γ′-фазы (N-рафтинг) (**Рис. 6, *а***). Установлено, что ТПУ фаза выделяется локально в дендритах γ-твердого раствора сплава, обогащенных ТПУ-образующими тугоплавкими элементами Re и Ru. Такая локальная область, содержащая множество дисперсных ТПУ частиц в форме пластин, выделившихся в плотноупакованных плоскостях γ-кристалла, показана на (**Рис. 6, *б***). Характерно, что ТПУ частицы окружены сплошной оболочкой из γ′-фазы.

При температуре ползучести 1150 °С объемная доля γ-твердого раствора в структуре сплава достигает ~60 %. Поэтому в основном пластическая деформация ползучести осуществляется скольжением дислокаций в γ-твердом растворе с образованием в нём дефектов упаковки (ДУ). С течением времени на плоских поверхностях ДУ происходит сегрегация тугоплавких элементов Re, Ru и в дальнейшем здесь образуются частицы ТПУ фазы в количестве 2,4 % (об.), обладающие точно такой же кристаллической решеткой что и ДУ в γ фазе.

Методами ПЭМ была исследована кристаллическая структура образовавшихся в процессе ползучести ТПУ выделений [6]. Оказалось, что они имеют гексагональную решетку с параметрами a=b=0,273 нм, c=0,432 нм и ориентационными соотношениями $[110]_\gamma \| [1\bar{2}10]_\delta$ и $(\bar{1}1\bar{1})_\gamma \| (0001)_\delta$, соответствующую δ-фазе, которая содержит около 55Re, 13Ru, 18Co и 10Cr (% ат.).

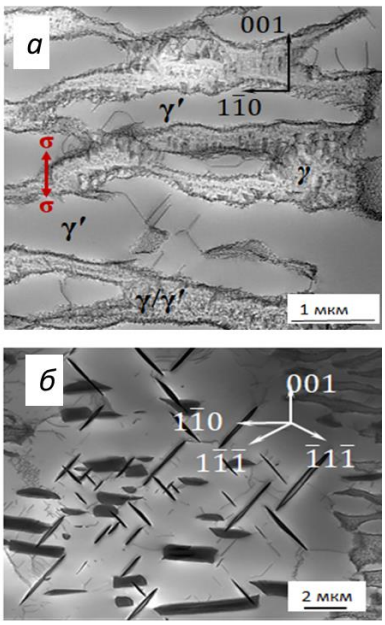


Рис. 6. Микроструктура перспективного сплава *VI* поколения после ползучести при 1150 ºС в течение 1074 ч.

5 Заключение

Созданные во ФГУП «ВИАМ» рений-рутенийсодержащие ЖНС нового поколения (ВЖМ4, ВЖМ6, ВЖМ8 и перспективный сплав), обладающие повышенными характеристиками высокотемпературной длительной прочности и температурным уровнем работоспособности, обеспечивают достижение всех требуемых параметров материалов монокристаллических турбинных рабочих лопаток перспективных ГТД при их конструировании и производстве.

Список использованных источников

[1] Ding Q., Li S., Chen L.-Q. et al. Re segregation at interfacial dislocation network in nickel-base superalloys // Acta Materialia. 2018. Vol. 154. P. 137–146. DOI: 10.1016/j.actamat.2018.05.025

[2] Matuszewski K., Rettig R., Matysiak H. et al. Effect of ruthenium on the precipitation of topologically close packed phases in Ni-base superalloys of 3rd and 4th generation // Acta Materialia. 2015. Vol. 95. P. 274–283. DOI: 10.1016/j.actamat.2015.05.033.

[3] *Петрушин Н.В., Оспенникова О.Г., Светлов И.Л. Монокристаллические жаропрочные никелевые сплавы для турбинных лопаток перспективных ГТД //Авиационные материалы и технологии.* 2017. № S. С. 72–103. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-72-103.

[4] Walston S., Cetel A., MacKay R. at al. Joint development of a fourth generation single crystal superalloy // Superalloys 2004. Pennsylvania: Minerals, Metals & Materials Society. 2004. P. 15−24.

[5] Светлов И.Л., Петрушин Н.В., Епишин А.И., Елютин Е.С. Синергическое влияние рения и рутения на длительную прочность монокристаллов никелевых жаропрочных сплавов III–IV поколений // Физика металлов и металловедение. 2022. Т. 123. № 8. С. 888–894. https://doi.org/10.31857/S0015323022080137

[6] Svetlov I.L., Petrushin N. V., Zaitsev D. V. et al. Evolution of microstructure and phase composition of single crystals of nickel-based superalloy in the Process of high-temperature creep // Physics of Metals and Metallography. 2025. Vol. 126. No. 1. P. 35–41. DOI: 10.1134/S0031918X2460259

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛУФАБРИКАТОВ И ДЕТАЛЕЙ ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ.

О.С. Кашапов[1], Т.В. Павлова[1], В.С. Калашников[1], А.Р. Кондратьева, С.А. Наприенко[1]
[1] НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, г. Москва

Обобщены основные результаты работ и исследований, проведенных лабораторией титановых сплавов НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ применительно к материалу деталей авиационных газотурбинных двигателей за последние 5 лет. Основная часть доклада посвящена результатам исследований промышленных полуфабрикатов из жаропрочных титановых сплавов марок ВТ8-1, ВТ41 и ВТ46. Рассмотрены характеристики механических свойств крупных поковок из сплавов ВТ8-1 и ВТ41, предназначенных для изготовления рабочих колес осевых ступеней компрессора. Отражены технологические особенности изготовления полуфабрикатов и деталей, обозначены перспективные направления развития и проблемные вопросы в рассматриваемой области.

IMPROVEMENT OF TITANIUM ALLOYS AND TECHNOLOGY FOR MANUFACTURING SEMI-FINISHED PRODUCTS AND PARTS FOR AIRCRAFT ENGINES. STATUS AND DEVELOPMENT PROSPECTS.

O.S. Kashapov[1], T.V. Pavlova[1], V.S. Kalashnikov[1], A.R. Kondratyeva[1], S.A. Naprienko[1]
[1] THE NATIONAL RESEARCH CENTER «KURCHATOV INSTITUTE». FEDERAL STATE UNITARY ENTERPRISE ALL-RUSSIAN SCIENTIFIC RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION MATERIALS, Moscow

The main results of work and research carried out by the laboratory of titanium alloys of the National Research Center "Kurchatov Institute" - VIAM in relation to the material of parts of aircraft gas turbine engines over the past 5 years are summarized. The main part of the report is devoted to the results of studies of industrial semifinished products from heat-resistant titanium alloys of the BT8-1, BT41 and BT46 brands. The characteristics of the mechanical properties of large forgings made of BT8-1 and BT41 alloys intended for the manufacture of impellers of compressor axial stages are considered. The technological features of manufacturing semi-finished products and parts are reflected, promising directions of development and problematic issues in the area under consideration are identified.

1 Введение

Растущие потребности в обеспечении стабильных и высоких показателей усталостной прочности материала деталей компрессора из титановых сплавов при сохранении максимально возможных характеристик вязкости и пластичности обусловлены повышением ресурсных показателей новых авиационных газотурбинных двигателей, независимо от их назначения. Такая постановка задачи, с учетом существенных изменений в конструктивно-технологическом подходе к проектированию и изготовлению основных деталей компрессора (монолитных колес компрессора, монолитных корпусных деталей, включая «блинги», широкохордных рабочих лопаток компрессора больших габаритов) требует тщательной проработки и индивидуального подхода к выбору материала и технологии изготовления. Конструктивные и технологические решения, оформленные в виде технологической документации и чертежа на металлургическую заготовку, последующий маршрут механической обработки детали, включая операции неполного отжига и финишные операции обработки поверхностей, должны быть взаимно увязаны. Комплексный подход в решении обозначенных вопросов невозможен без представлений об особенностях материала и требует от специалистов, работающих с титановыми сплавами внимания к каждому из этапов технологического цикла. В научно-технической инженерной школе НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ традиционно основное место занимают вопросы материаловедения, связанные с термомеханической и термической обработкой полуфабрикатов и деталей, технологией изготовления сварочных сборочных единиц. В части технических требований к материалу крупных штамповок дисков и моноколес компрессора, ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА» при непосредственном участии НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ и ОАО «ВИЛС» выпущены технические условия на поставку поковок из сплавов ВТ6, ВТ8-1 и ВТ25У. Кроме того, с целью повышения качества изделий, изготавливаемых объемной штамповкой на моторостроительных предприятиях, действуют технические условия на поставку кованых прутков из новых (ВТ41, ВТ46) и наиболее востребованных серийных марок титановых сплавов [1, 2]. В обеспечение работ по двигателю ПД-8, ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА» также выпущены отдельные технические условия, учитывающие специальные требования к материалу штамповок из титановых сплавов.

2 Основная часть

Существенным достижением при реализации обозначенного комплексного подхода можно считать освоение изготовления крупных поковок из жаропрочного титанового сплава ВТ41 псевдо-альфа класса массой до 200 кг на ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА». Эти поковки предназначены для изготовления осевых рабочих колес компрессора авиационного двигателя. В отличие от зарубежных сплавов - аналогов, сплав ВТ41 не требует закалки в масло. Для получения гарантированного уровня прочности $\sigma_{в}^{20} \geq 1030$ МПа, $\sigma_{в}^{600} \geq 635$ МПа достаточно предварительной механической обработки поковок перед операцией термической обработки и ускоренного охлаждения под вентилятором. На предприятии, входящем в АО «ОДК» изготовлены сварные узлы ротора компрессора [3]. В части полного объемного послесварочного отжига были предложены мероприятия, направленные на сохранение максимального уровня механических свойств основного материала деталей ротора. В 2024 году, совместно со специалистами ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА» были проведены работы по повышению характеристик жаропрочности, ударной вязкости и пластичности материала, главным образом за счет снижения содержания эвтектоидообразующих элементов и примесей в шихтовке. По итогам работы было установлено, что применение предложенных мероприятий обеспечило повышение усталостной прочности образцов при комнатной температуре с концентратором σ_{-1}^{20} и гладких образцов при повышенной температуре σ_{-1}^{600}, а также жаропрочности σ_{-1}^{600}, σ_{500}^{600} на величину до 12 %; характеристик пластичности и ударной вязкости δ^{20}, ψ^{20}, KCU^{20}, KCT^{20} - до 40 %. Параллельно, проводились работы по сплаву ВТ41 как конструкционному материалу для деталей планера и элементов корпуса авиационных ГТД. Так, для изготовления сварных элементов корпуса в

производственных условиях машиностроительного предприятия успешно опробованы поковки из сплава марки ВТ41 со сниженным содержанием олова и циркония. Поставка поковок проводится по отдельным техническим условиям, выпущенным ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА». Для элементов корпуса выходных устройств ГТД и деталей планера летательных аппаратов проведены работы по освоению изготовления промышленных листов из сплава ВТ41 толщиной от 0,5 до 4,5 мм. ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА» разработаны технические условия на поставку поковок и листов из сплава ВТ41, предназначенных для изготовления сварных конструкций. Сплав ВТ41 в виде поковок и листов со специальным расчетным составом [4] обеспечивает большую технологичность в сварочном цикле изготовления сборочных единиц при одновременном снижении температуры отжига на 70... 100 °С, по сравнению со сплавом ВТ18У, что позволяет использовать традиционные для отечественных предприятий виды сварки, включая ручную аргонно-дуговую, а также снижает величину коробления изделий. Минимальные значения характеристик механических свойств листов толщиной 0,5...2,0 мм в состоянии поставки (после одноступенчатого отжига) находятся на уровне: $\sigma_{\text{в}}^{20} \geq 1070$ МПа, $\delta_5^{20} \geq 14{,}5$ %, $\sigma_{\text{В}}^{500} \geq 730$ МПа, $\sigma_{\text{В}}^{550} \geq 670$ МПа, $\sigma_{\text{В}}^{600} \geq 620$ МПа, $\sigma_{500}^{550} = 240$ МПа. Применение двойного отжига позволяет увеличить прочность в состоянии поставки до $\sigma_{\text{В}}^{20} \geq 1150$ МПа без существенной потери характеристик пластичности. Листы толщиной 4,5 мм после отжига, совмещенного с операцией правки, обладают несколько большими характеристиками кратковременной прочности при меньших показателях пластичности $\sigma_{\text{В}}^{20} \geq 1230$ МПа при $\delta_{\text{в}}^{20} \geq 11{,}5\%$.

Показателем более высокой технологичности сплава ВТ41, по сравнению со сплавом ВТ18У, является не только повышенный уровень характеристик материала листов в состоянии поставки, но и некоторое увеличение пластичности основного материала в результате послесварочного отжига. В состоянии после объемного послесварочного вакуумного отжига, гарантирующего снятие напряжений в сварном шве, основной материал листов толщиной 1...2 мм обладает следующими механическими свойствами (независимо от исходного состояния - двойного или одноступенчатого отжига): $\sigma_{\text{В}}^{20} \geq 1090$ МПа, $\delta_{\text{в}}^{20} \geq 17$ %. В рамках общей квалификации листов определен комплекс физико-механических свойств материала, оценена коррозионная стойкость в условиях сульфидно-оксидной коррозии вплоть до температуры 650 °С применительно к условиям работы выходного устройства ГТД.

В 2013 году в НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ был разработан высокопрочный жаропрочный титановый сплав псевдо-альфа- класса. По содержанию стабильной Р- фазы сплав аналогичен серийному титановому сплаву ВТ20 с содержанием стабильной Р- фазы в отожженном состоянии до 5 %. Новый сплав марки ВТ46 по химическому составу (композиции) существенно отличается от серийного, сниженным содержанием алюминия, добавками элементов олова, циркония, ниобия, железа, кремния и углерода, что обеспечивает существенное повышение характеристик кратковременной прочности при температурах до 550°С, жаропрочности и усталостной прочности как гладких образцов, так и образцов с надрезом. Сплав эффективно упрочняется обработкой на твердый раствор с охлаждением на спокойном воздухе или под вентилятором с последующим старением (режим двойного отжига). В отличие от двухфазных титановых сплавов, повышение скорости охлаждения путем обдувки вентилятором после первой ступени отжига не критично даже для малых сечений и обеспечивает повышение прочности до $\sigma_{\text{в}}^{20} \geq 1180...1250$ МПа без потери характеристик пластичности. Комплексное исследование механических свойств прутков диаметром 18...45 мм опытного и опытно-промышленного изготовления показало преимущество в 25...36 % нового сплава перед сплавом марки ВТ20 по служебным характеристикам (кратковременной и длительной прочности, мало- и многоцикловой усталости). После двойного отжига: $\sigma_{\text{в}}^{20} = 1\,150...1200$ МПа, $\delta_{\text{в}}^{20} \geq 12{,}5$ %, $\sigma_{\text{в}}^{400} \geq 890$ МПа, $\sigma_{\text{в}}^{500} \geq 780$ МПа, $\sigma_{\text{в}}^{550} \geq 740$ МПа, $\sigma_{100}^{500} = 635$ МПа, $\sigma_{500}^{500} = 500$ МПа. Коэффициент чувствительности к концентратору напряжений в виде надреза радиусом 0,1 и 0,75 мм при статических испытаниях составил 1,28 и 1,30

соответственно. Указанные выше показатели, полученные при статических испытаниях, определяют высокие значения малоцикловой (на базе 1104 циклов) и многоцикловой (на базе 2*107 циклов) усталости гладких образцов / образцов с надрезом при комнатной температуре: $\sigma_0^{гл}$ = 1100 МПа / $\sigma_0^{н}$ = 550 МПа; $\sigma_{-1}^{гл}$= 560 МПа / $\sigma_{-1}^{гл}$ = 260 МПа. Высокая усталостная прочность сохраняется при повышенной температуре вплоть до 550 °С: σ_0^{550} 0 = 650 МПа; σ_{-1}^{550} = 440 МПа (для гладких образцов). По сравнению с наиболее прочным серийным двухфазным жаропрочным титановым сплавом марки ВТ9, новый сплав в интервале температур 20...500 °С обеспечивает преимущество по кратковременной прочности не менее 14 %, по характеристикам жаропрочности и усталости - на 5-7 %. Таким образом, сплав ВТ46 обеспечивает существенное повышение статической, повторностатической и усталостной прочности без применения закалки в воду или масло. Оценка «прокаливаемости» [5] сплава ВТ46 и влияние скоростей охлаждения на микроструктуру и механические свойства материала поковок показало, что в сечениях до 50 мм достаточно охлаждения на спокойном воздухе для получения прочности $\sigma_в^{20}$ ≥1100 МПа, в сечениях до 75 мм при охлаждении на спокойном воздухе уровень прочности материала снижается до $\sigma_в^{20}$ ≥ 1080 МПа. В 2024 году начаты исследования опытнопромышленных полуфабрикатов - кованых прутков, штамповок и цельноканатных колец из сплава ВТ46 (рис. 1).

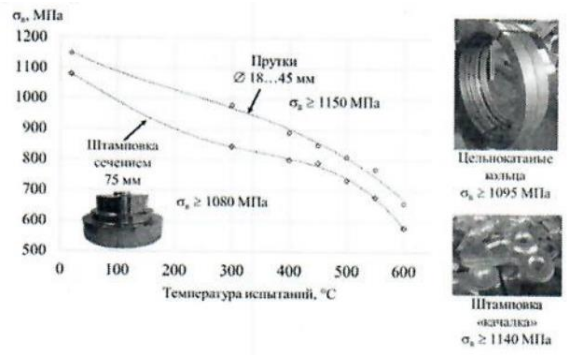


Рис. 1. Уровень прочности опытно-промышленных полуфабрикатов из сплава ВТ46

Ударная вязкость и скорость роста трещины усталости полуфабрикатов из сплава ВТ46 находится на уровне сплавов ВТ9 и ВТ25У (рис. 2)

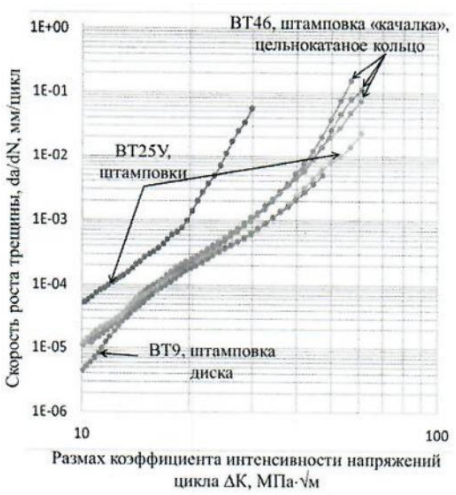


Рис. 2. Скорость роста трещины усталости сплавов
ВТ9, ВТ25У и ВТ46

Предварительное исследование опытно-промышленных штамповок лопаток габарита «С», изготовленных методами «Ш» и «ТМО» показало возможность обеспечения уровня прочности $\sigma_в^{20}$ = 1130... 1260 МПа при $\delta_в^{20}$ = 9,0... 16,5 % в зависимости от режимов изготовления. В настоящее время исследования опытно-промышленных полуфабрикатов продолжаются.

Относительно технологии изготовления штамповок лопаток следует отметить, что помимо сплава ВТ46, перспективным является направление совершенствования технологии ТМО штамповок лопаток из сплава ВТ8М-1. Сплав ВТ8М-1 является наиболее пластичным и «вязким», наименее чувствителен к концентраторам напряжений. Благодаря особенностям композиции - это наиболее технологичный материал, что позволяет предложить приемы при изготовлении штамповок, обеспечивающие рост прочностных и усталостных характеристик. Ставится задача по существенному повышению усталостной прочности, не ниже, чем у штамповок лопаток из сплава ВТ9, изготовленных методом ТМО по серийному режиму. Для сплава ВТ46 возможно обеспечить уровень усталостной прочности после ТМО не ниже, чем у штамповок лопаток из сплава ВТ9, изготовленных методом высокотемпературной ВТМО.

3 Заключение

Направление совершенствования технологии горячей деформации и термической обработки полуфабрикатов из новых и серийных титановых сплавов, предназначенных для изготовления деталей ГТД следует признать основным. Обоснованный выбор схемы горячей деформации, улучшение условий охлаждения при обработке на твердый раствор (после высокотемпературной ступени отжига), оказывают существенное влияние на характеристики механических свойств штамповок дисков из жаропрочных титановых сплавов. Например, для штамповок из сплава ВТ8-1, уточнение технологии изготовления обеспечивает повышение характеристик кратковременной и длительной прочности, а также малоцикловой усталости образцов с надрезом на 5-8 %. Для штамповок дисков из сплава ВТ6 термическая обработка с охлаждением в воду становится основным режимом. Благоприятное сочетание технологических факторов приводит к увеличению вязкости разрушения и ударной вязкости, долговечности образцов с надрезом при испытаниях на малоцикловую усталость в 2-5 раз при незначительном снижении кратковременной прочности в отдельных зонах штамповок. Отечественная научная школа разработки и применения титановых сплавов для деталей двигателя демонстрирует правильность выбранного направления по применению жаропрочных титановых сплавов с большей долей стабильной бета- фазы, что обеспечивает лучшую технологичность на разных этапах производственного цикла, повышенные характеристики надежности (пластичность, вязкость разрушения, ударная вязкость, снижение чувствительности к концентраторам напряжений). Лучше всего это иллюстрирует пример сплава ВТ8М-1. Потребности в изготовлении особо крупных деталей и сборочных единиц ротора компрессора, изготовленных с применением сварки, актуализируют задачу по созданию нового высокопрочного жаропрочного титанового сплава, закаливающегося на «мягкий» мартенсит, с температурой распада сварного шва в области температур неполного отжига. Эти исследования начаты институтом и проводятся в инициативном порядке. Другим направлением исследований, не нашедшем до настоящего времени какой-либо конкретной поддержки со стороны потребителей - является исследование механизма накопления повреждений в титановых сплавах в условиях статического и усталостного нагружения. Начатые работы в этом направлении по сплаву ВТ8-1 продолжены исследованием модельного альфа-сплава с химическим составом, соответствующим первичной альфа- фазе жаропрочных титановых сплавов, а также сплавов других марок. Результаты этих работ будут опубликованы в журналах, выпускаемых НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ в 2025 году.

Список использованных источников

[1] ТУ 24.45.30-758-07510017-2023 «Поковки штампованные из титанового сплава марки ВТ25У для изготовления деталей роторного качества», г. Верхняя Салда. ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА». 2023 г.

[2] ТУ 24.45.30-751-07510017-2021 «Прутки кованые из титановых сплавов повышенного качества». ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА», 2021 г.

[3] Кярамян К.А., Ночовная Н.А., Захарова Н.С., Кашапов О.С. Исследование микроструктуры, механических свойств материала и поверхностных остаточных напряжений лопаток рабочего колеса компрессора из титанового сплава ВТ41 в зависимости от исходного состояния и режимов неполного отжига Электрометаллургия. 2021. № 9. С. 19-26.

[4] Павлова Т.В., Кашапов О.С., Калашников В.С., Кондратьева А.Р. Поковки из жаропрочного титанового сплава ВТ41 для изготовления корпусов изделий авиационной техники. Труды ВИАМ. 2022. №9(115). С. 39-57.

[5] Кашапов О.С., Решетило Л.П., Калашников В.С., Павлова Т.В. О влиянии скоростей охлаждения на микроструктуру и свойства жаропрочного титанового псевдо-альфа-сплава при термической обработке на твердый раствор с охлаждением на воздухе. Металлы. 2021. № 6. С. 46-61.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ДЕТАЛЕЙ С КОНЦЕНТРАТОРАМИ НАПРЯЖЕНИЙ

В.Ф. Павлов, В.П. Сазанов, В.С. Вакулюк, В.К. Шадрин, А.Ю. Морозов
ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)», Самара

В машиностроении широко применяются различные методы поверхностного упрочнения, которые приводят к значительному повышению сопротивления усталости деталей с концентраторами напряжений. На сплошных и полых цилиндрических деталях с надрезами из стали 30ХГСА, упрочнённых гидродробеструйной обработкой вместе с образцами-свидетелями, установлено, что экспериментальные и расчётные величины пределов выносливости различаются незначительно (до 5%). Результаты исследования позволяют рекомендовать использование распределения остаточных напряжений образцов-свидетелей для прогнозирования предела выносливости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений из стали 30ХГСА.

PREDICTING THE EFFECT OF SURFACE HARDENING ON THE ENDURANCE LIMIT OF PARTS WITH STRESS CONCENTRATORS

V.F. Pavlov, V.P. Sazanov, V.S. Vakulyuk, V.K. Shadrin, A.Yu. Morozov
Samara National Research University (Samara University), Samara, Russia

Various methods of surface hardening leading to the essential rising of part’s fatigue resistance are widely applied in modern mechanical engineering.
On example of solid and hollow cylindrical parts made of steel 30 ХГСА with cuts hardened by hydro blasting simultaneously with reference specimens it’s been stated that calculated and experimental values of endurance limit increment differ no more than 5%.. So the employment of residual stresses distribution of reference specimens can be recommended for the endurance limit prediction of parts made of steel 30ХГСА with stress concentrators.

1 Введение

Одной из основных механических характеристик деталей машин является предел выносливости, прогнозируемая величина которого в существенной мере зависит от точности расчётов, выполненных при проектировании. В связи с этим выбор конструкции, материалов, размеров деталей с концентраторами напряжений, виды и режимы поверхностного упрочнения весьма важны на практике.

В данном исследовании распределение сжимающих остаточных напряжений в образцах-свидетелях по глубине упрочнённого поверхностного слоя использовано при прогнозировании приращения предела выносливости деталей за счёт поверхностного упрочнения.

Использованный в исследовании расчётно-экспериментальный метод с применением образцов-свидетелей и расчётных комплексов, реализующих метод конечных элементов в виде перемещений, позволяет сохранить исследуемую деталь и определить распределение остаточных напряжений по глубине упрочнённого поверхностного слоя в любом её сечении. Следовательно, при определении остаточных напряжений механическими методами разрушению в этом случае подвергается только образец-свидетель.

2 Результаты исследования

Гладкие образцы из стали 30ХГСА [1] с наружным D и внутренним d диаметрами D/d = 10/0 мм/мм; 15/0 мм/мм; 15/5 мм/мм; 15/10 мм/мм (рис. 1) до нанесения надрезов упрочнялись гидродробеструйной обработкой (ГДО) дробью диаметром 2 мм в среде масла при давлении 0,28 МПа. В качестве образцов-свидетелей в

исследовании применялись цилиндрические втулки диаметром 51,5/45 мм/мм, которые используются при определении остаточных напряжений по глубине упрочнённого поверхностного слоя методом колец и полосок [2, 3].

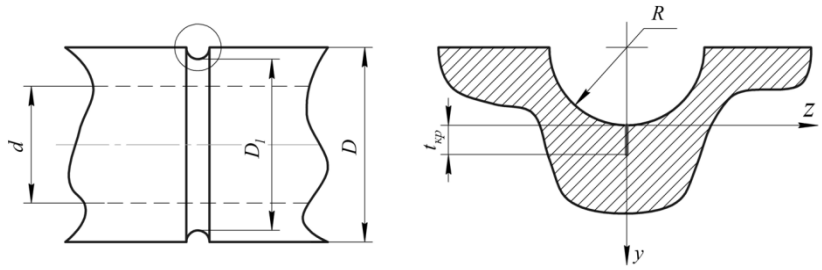


Рис. 1. Цилиндрический образец и нераспространяющаяся трещина усталости

Расчётная часть работы выполнялась методом конечно-элементного моделирования с применением комплекса PATRAN/NASTRAN. Моделирование остаточных напряжений по глубине упрочнённого поверхностного слоя проводилось методом термоупругости [2, 4].

При определении первоначальных деформаций после ГДО в конечно-элементной модели использовалось экспериментально определённое распределение осевых σ_z остаточных напряжений по глубине *a* упрочнённого поверхностного слоя образца-свидетеля, представленное на рис. 2. По первоначальным деформациям образца-свидетеля с использованием конечно-элементных моделей рассчитывались остаточные напряжения в исследуемых гладких образцах.

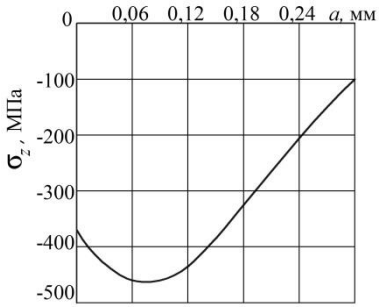


Рис. 2. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений в образце-свидетеле диаметром 51,5/45 мм/мм после ГДО

Результаты расчётного и экспериментального [1] распределения осевых остаточных напряжений σ_z по глубине поверхностного слоя *a* исследуемых гладких образцов представлены на рис. 3

.

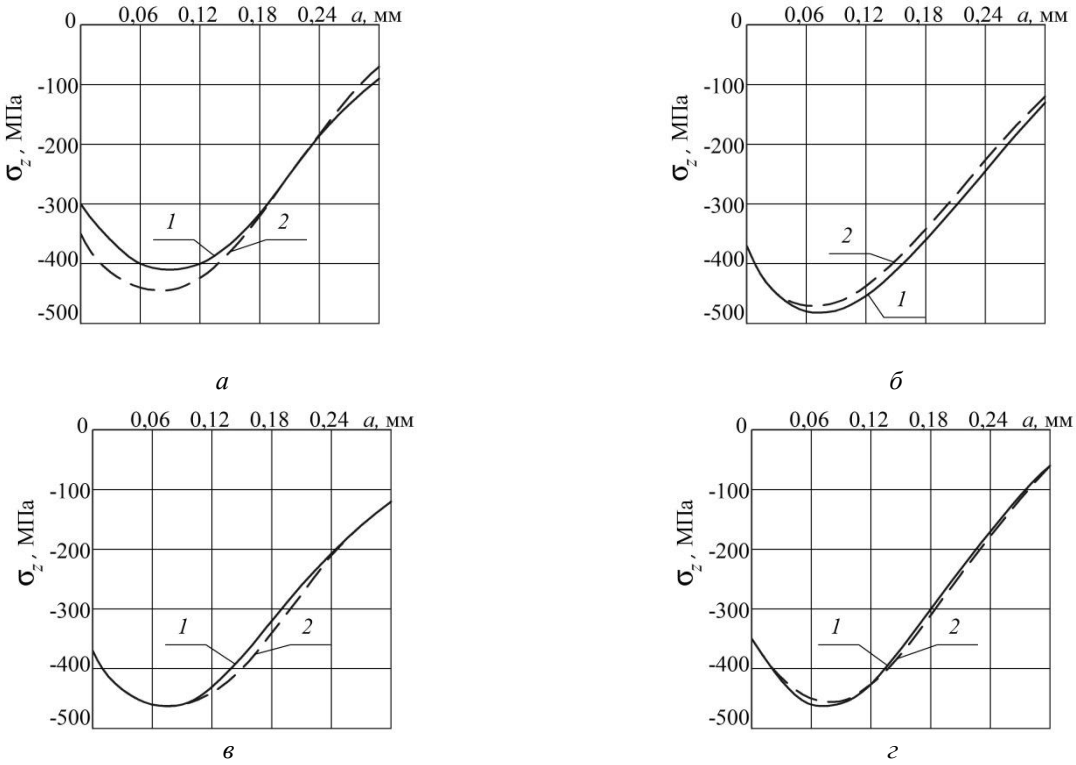


Рис. 3. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений, определённых экспериментальным (1) и расчётным (2) методами, в гладких цилиндрических образцах после ГДО:
а – *D*/*d* = 10/0 мм/мм; *б* – *D*/*d* = 15/0 мм/мм; *в* – *D*/*d* = 15/5 мм/мм; *г* – *D*/*d* = 15/10 мм/мм

Из представленных на рис. 3 данных следует, что наибольшее расхождение между расчётными и экспериментальными величинами максимальных сжимающих остаточных напряжений составляет 10% при *D*/*d* = 10/0 мм/мм, в других случаях расхождение не превышает 2%. Поэтому использованный в исследовании расчётно-экспериментальный метод определения остаточных напряжений по первоначальным деформациям образца-свидетеля в гладких образцах из стали 30ХГСА после ГДО может применяться на практике.

На упрочнённые и неупрочнённые гладкие образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиуса *R* = 0,3 мм (рис. 1). Осевые σ_z остаточные напряжения по глубине *a* наименьшего сечения образцов с надрезом определялись аналитическим [5] и численным [6] методами. Распределения осевых σ_z остаточных напряжений в наименьшем сечении образцов с надрезом *R* = 0,3 мм приведены на рис. 4.

Из приведённых на рис. 4 распределений видно, что расхождение по максимальным величинам сжимающих остаточных напряжений в образцах с надрезом *R* = 0,3 мм, определённых по расчётным и экспериментальным распределениям остаточных напряжений гладких образцов, не превышает 6% (*D*/*d* = 10/0 мм/мм).

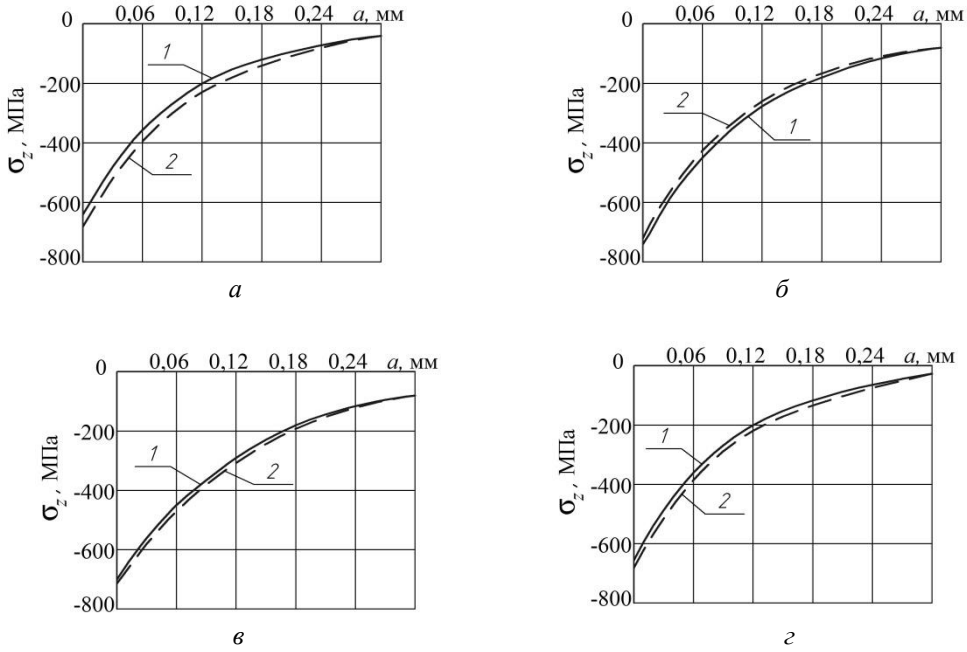


Рис. 4. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений в опасном сечении упрочнённых образцов с надрезом *R* = 0, 3 мм, рассчитанных по экспериментальным (1) и расчётным (2) остаточным напряжениям гладких образцов:
а – *D*/*d* = 10/0 мм/мм; *б* – *D*/*d* = 15/0 мм/мм; *в* – *D*/*d* = 15/5 мм/мм; *г* – *D*/*d* = 15/10 мм/мм

3 Прогнозирование предела выносливости

Определённые расчётным методом распределения осевых остаточных напряжений (рис. 4) использовались для прогнозирования влияния ГДО на приращение предела выносливости образцов с надрезами при изгибе в случае симметричного цикла $(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$ с применением критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [1, 7] по следующей зависимости:

$$(\Delta\sigma_{-1})_{расч} = \bar{\psi}_\sigma \left|\bar{\sigma}_{ост}\right|, \qquad (1)$$

где $\bar{\psi}_\sigma$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$;

$$\bar{\sigma}_{ост} = \frac{2}{\pi}\int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}}\,d\xi\,; \qquad (2)$$

$\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в опасном сечении образца по глубине поверхностного слоя *a*; $\xi = a/t_{кр}$ – расстояние от поверхности опасного

сечения образца до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$; $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, которая возникает в опасном сечении упрочнённого образца (детали) при работе на пределе выносливости.

Коэффициент $\bar{\psi}_\sigma$ зависит только от степени концентрации напряжений и определяется в случае изгиба по следующей зависимости [1]:

$$\bar{\psi}_\sigma = 0,612 - 0,081\alpha_\sigma \quad (3)$$

где α_σ – теоретический коэффициент концентрации напряжений, значения которого приведены в табл. 1.

Расчётные величины приращений пределов выносливости $(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$ упрочнённых образцов с надрезами (табл. 1) сравнивались с экспериментальными величинами $(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, приведёнными в монографии [1].

Из приведённых в табл. 1 значений видно, что расхождение между расчётными и экспериментальными величинами приращений пределов выносливости за счёт упрочнения ГДО не превышает 5%. Следовательно, используя распределения осевых остаточных напряжений в образцах-свидетелях, представляется возможным прогнозировать предел выносливости упрочнённых гидродробеструйной обработкой цилиндрических деталей из стали 30ХГСА в условиях концентрации напряжений с достаточной для многоцикловой усталости точностью.

Таблица 1.Расчётные и экспериментальные значения пределов выносливости образцов с надрезами

D, мм	d, мм	D_1, мм	α_σ	$\bar{\psi}_\sigma$	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, МПа	Расхождение, %
10	0	9,4	2,7	0,393	0,203	-240	94	90	5
15	0	14,4	2,8	0,385	0,311	-196	75,5	77,5	3
15	5	14,4	2,8	0,385	0,303	-211	81,3	77,5	5
15	10	14,4	2,9	0,377	0,249	-218	82,1	80	3

4 Заключение

На основании результатов проведённого исследования на примере образцов из стали 30ХГСА установлено, что для прогнозирования приращения предела выносливости упрочнённых гидродробеструйной обработкой цилиндрических деталей с концентраторами напряжений следует использовать распределение остаточных напряжений в образцах-свидетелях, обработанных одновременно с деталями. По полученному распределению этих напряжений расчётным методом определяются остаточные напряжения в упрочнённых деталях с концентраторами напряжений. Затем с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений определяется приращение предела выносливости детали в результате поверхностного упрочнения.

Список использованных источников

[11] В.Ф. Павлов, В.А. Кирпичёв, В.С. Вакулюк. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

[12] И.А. Биргер. Остаточные напряжения. М.: Машгиз, 1963. – 232 с.

[13] С.И. Иванов. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок. Остаточные напряжения // Куйбышев: КуАИ, 1971. – Вып. 53. – С. 32-42.

[14] В.П. Сазанов, А.В. Чирков, В.А. Самойлов, Ю.С. Ларионова. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании // Вестник СГАУ, 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.

[15] С.И. Иванов, М.П. Шатунов, В.Ф. Павлов. Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций: Межвузовский сборник. – Куйбышев: КуАИ, 1974. – Вып. 3. – С. 88-95.

[16] В.П. Сазанов. Исследование распределения компонентов остаточного напряжённого состояния в области наименьшего сечения поверхностно упрочнённой детали с кольцевым надрезом методом конечно-элементного моделирования // Вестник СГАУ, 2012. – № 3(34). – С. 158-161.

[17] В.Ф. Павлов. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение, 1986. – №8. – С. 29-32.

ОСОБЕННОСТИ СПЕЦИАЛЬНОЙ КВАЛИФИКАЦИИ МАТЕРИАЛОВ, ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ МЕТОДАМИ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ, ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Л.А. Магеррамова, Ю.А. Ножницкий
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассматриваются современное состояние в мировой практике процедур специальной квалификации материалов деталей авиационной техники, изготавливаемых с применением аддитивных технологий, проблемы разработки и применения соответствующих документов в российском авиадвигателестроении.

SPECIAL FEATURES OF THE SPECIAL QUALIFICATION OF MATERIALS PRODUCED BY ADDITIVE TECHNOLOGY METHODS FOR GAS TURBINE ENGINE PARTS

The article considers the current state in the world practice of procedures for special qualification of materials for aircraft parts manufactured using additive technologies, as well as the problems of the development and application of relevant documents in the Russian aircraft engine industry.

L.A. Magerramova, Yu.A. Noznitsky
CIAM, Moscow, Russia

1 Введение

Авиационная техника должна удовлетворять сертификационным требованиям в соответствии с Нормами летной годности. Такими документами в США являются FAR-33 Федеральной Авиационной Администрации (FAA) [1], Европейские нормы летной годности CS-E Европейского Агентства по безопасности полётов (EASA) [2]. В России этими вопросам занимается Росавиация. В настоящее время действующими Нормативными техническими документами (НТД) по сертификации авиационных двигателей являются авиационные правила [3], в которых установлены требования к проектированию, конструкции и комплексу испытаний, требования к подготовке документации по поддержанию их летной годности.

В настоящее время широкое распространение получило аддитивное производство (АП), которое революционизирует способ разработки, производства и распространения продуктов. Внедрение аддитивных технологий (АТ) открывает широкие перспективы для улучшения характеристик авиационной техники, в частности, авиационных двигателей. До недавнего времени развитие и применение синтеза заготовок из металлических материалов для компонентов авиационно-космической отрасли происходило в определенной степени стихийно (как любой новой технологии, которая еще не успела пройти свой путь согласования с действующими отраслевыми стандартами и законодательным регулированием). При отсутствии детализированных правил и стандартов ведущие двигателестроительные компании предпринимают значительные усилия, чтобы гарантировать работоспособность, надежность и воспроизводимость при изготовлении деталей с помощью АТ.

2 Зарубежный опыт

Для применения АТ были разработаны, в частности, документы: Рекомендательный циркуляр FAA [4], Меморандум EASA [5] и другие документы

[6-13]. В США создан национальный центр характеристик перспективных материалов (National Center for Advanced Materials Performance - NCAMP). Одним из крупнейших в мире классификационных и сертификационных обществ, занимающихся разработкой документации и одобрением продукции, полученной с применением АТ, является «Det Norske Veritas Germanischer Lloyd» (DNV GL), созданное в 2013 году в результате слияния двух организаций — Det Norske Veritas и Germanischer Lloyd [8-10]. Его ключевая компетентность - оценка, консалтинг и менеджмент риска.

Основные документы DNVGL содержат процедурные и технические требования, в том числе критерии одобрения для получения и сохранения сертификатов, правила и руководства для квалификации АП, например, CG-0197- аддитивное производство-процесс квалификации и сертификации материалов и компонентов; CP-0267- аддитивное производство-утверждение изготовителей; CP-0291- сырье аддитивного производства.

Стандартизацией АП занимаются NIST – National Institute of Standards and Technology (США), международная организация ISO (комитет ТС261 по АТ), ASTM (международный комитет F42 по АТ) - ISO/TC 261 - ASTM F42 созданная в 2011г. Выпущен ряд документов NASA, в том числе MSFC-STD-3716 – Standard for Additively Manufactured Spaceflight Hardware by Laser Powder Bed Fuzion in Metals; MSFC-SPEC-3717 – Specification for Control and Qualification of Laser Power Bed Fusion Metallurgical Processes, AMCP – Additive Manufacturing Control Plan и многие другие [11, 12].

Большую роль в обеспечении требуемого качества продукции при использовании АП играет наличие сертифицированной системы менеджмента качества, учитывающей специфику АТ.

Наличие соответствующих нормативных и методических документов способствует постоянно расширяющемуся внедрению АТ в зарубежные авиадвигатели.

2 Российский опыт

В настоящее время на предприятиях достигнут высокий уровень освоения аддитивных технологий и, в частности, технологий селективного лазерного сплавления (СЛС) для изготовления металлических деталей газотурбинных и других авиационных двигателей. При этом материалы, получаемые по технологиям СЛС и СЭЛС (селективное электронное сплавление), отличаются от аналогичных материалов, получаемых по классическим технологиям.

Утвержденные авиационным регистром межгосударственного авиационного комитета (АР МАК) документы, регламентирующие общий порядок оценки соответствия сертификационным требованиям материалов, используемых в конструкции авиационных двигателей, в том числе, руководство «33-ВД-М», устанавливающее правила проведения специальной квалификации материалов, и рекомендательный циркуляр РЦ33-15-1, содержащий рекомендации по получению расчетных значений характеристик конструкционной прочности (РЗХП) сплавов, не учитывают специфику материалов, полученных с применением АТ. Соответственно, процедура специальной квалификации полученных АТ материалов до настоящего времени не отрегулирована. При этом предприятиями освоен в производстве ряд материалов на основе никеля, кобальта, железа и титана, получаемых по технологиям СЛС проведена их общая квалификация. В России существует и активно работает техкомитет по стандартизации АТ (ТК 182), однако разработанные до настоящего времени стандарты не позволяют осуществить специальную квалификацию полученных с помощью АТ материалов авиадвигателей. Отсутствие единых подходов к проведению специальной квалификации является сдерживающим фактором более активного внедрения аддитивных технологий при производстве отечественных авиационных двигателей.

3 Задачи и проблемы применения АТ

Основными задачами, решаемыми при использовании АТ в процессе создания перспективных конкурентоспособных двигателей, являются:

- сокращение затрат времени и средств на разработку, изготовление и техобслуживание (включая ремонт);
- возможное улучшение экологических характеристик (снижение шума, уменьшение вредных выбросов);
- повышение топливной экономичности;
- снижение массы, уменьшение количества отходов и т.д.

Решению этих задач при использовании АТ способствуют уникальные возможности конструирования деталей и узлов, которые сложно или невозможно изготовить традиционным методами;

Проблемой внедрения АТ при создании авиационной техники, в частности авиационных двигателей, является сертификация двигателей с деталями, изготовленными АТ. Это связано, с одной стороны, с многообразием вариантов АТ и большим количеством факторов (характеристики исходных материалов, оборудование и условия печати, постобработка и др.), влияющих на качество детали. В [4] отмечено, что таких факторов около 100. С другой стороны, опыт внедрения АТ в отечественное авиадвигателестроение пока очень ограничен. Необходимо учитывать специфику АТ. В частности, для АТ характерны анизотропия свойств материала, ухудшение характеристик сопротивления усталости (из-за наличия остаточных напряжений, пористости материала и высокой шероховатости поверхности). Могут также проявляться снижение сопротивления ползучести и ухудшение характеристик трещиностойкости. Влияние этих факторов должно быть проверено в процессе сертификации.

Кроме того, следует отметить, что опыт и/или испытания, используемые для определения пригодности и долговечности материалов, должны основываться на репрезентативных и стабильных комбинациях материалов и процессов, соответствующих предполагаемому применению. Все производственные повреждения/дефекты, связанные с материалами и процессами, а также дефекты, возникающие в результате ремонта или в условиях эксплуатации, должны быть идентифицированы, а последствия дефектов должны быть охарактеризованы, чтобы прочность и другие свойства, используемые в данных проектировании, можно было определить и поддерживать с использованием спецификаций.

Имеющийся в настоящее время опыт недостаточен для обоснования минимально допустимых значений запасов прочности деталей, изготовленных с помощью АТ.

3 Специальная квалификация сплавов, полученных с помощью АТ

Проводятся многочисленные работы, направленные на изучение влияния особенностей АТ на характеристики прочности и надежности деталей, получаемых такими методами.

В частности, в ЦИАМ совместно с предприятиями отрасли осуществляются исследования влияния ключевых параметров металлопорошковых композиций (МПК), синтеза и постобработки материалов, полученных методом СЛС.

В [14] исследовано влияние технологических параметров процесса СЛС, в частности объемной плотности энергии, и режимов постобработки на механические характеристики синтезированной на 3D-принтере металлопорошковой композиции широко применяемого титанового сплава ВТ6. Расчет параметров, определяющих режим послойного сплавления, выполнен на основе энергетического баланса удельной тепловой мощности, необходимой для плавления МПК такого сплава, и тепловой мощности, образующейся в зоне воздействия лазерного излучения при сканировании. От соотношения этих параметров зависят качество

получаемого материала и его механические характеристики.

В [16] выполнен сравнительный анализ механических характеристик титанового сплава типа ВТ6, полученного методом СЛС из МПК разных зарубежных и российских производителей. Изготовлением МПК из этого сплава (или его зарубежным аналогом Ti6-4) занимается большое количество зарубежных и российских компаний. Сравнительный анализ характеристик МПК (химический, гранулометрический составы, формы частиц, физические свойства), а также механические характеристики, в частности кратковременной прочности, синтезированных из российских МПК материалов не уступают зарубежным аналогам. Поэтому можно надеяться, что полученные с помощью АТ детали из этого сплава смогут успешно использоваться в российской промышленности.

Характеристики кратковременной прочности по результатам испытаний образцов, синтезированных из всех исследованных российских МПК, при комнатной температуре превышают значения соответствующих характеристик материалов отливок из сплава ВТ6 и близки к характеристикам поковок (**Рис. 1**).

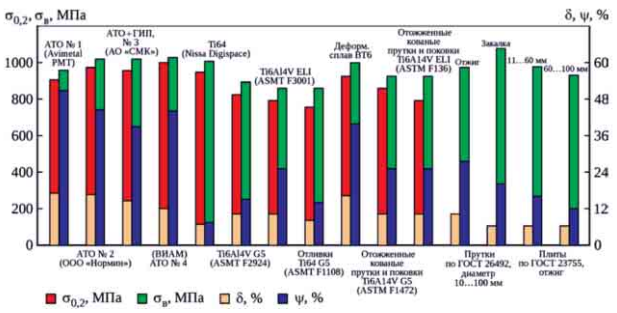


Рис. 1. Сравнение механических характеристик при растяжении образцов, синтезированных из исследуемых МПК, с зарубежными аналогами и с результатами испытаний образцов из литейных и деформируемых сплавов

Проведены различные исследования для определения влияния параметров режимов синтеза и постобработки на механические характеристики (кратковременную, длительную прочность, трещиностойкость, ударную вязкость и сопротивление усталости) [13, 15, 16].

На основе проведенных работ выявлены особенности технологических процессов и разработаны проекты методических рекомендаций (МР), программа проведения специальной квалификации деталей ГТД из титанового сплава ВТ6, полученных методом СЛС. Разработан также проект МР по подтверждению соответствия материалов, изготовленных с помощью АТ деталей требованиям п.п. 33.15 и 33.15А Норм летной годности. В настоящее время проводится комплекс исследований по доработке этого документа с целью выпуска рекомендательного циркуляра.

4 Заключение

При сертификации все детали, изготавливаемые по АТ, должны соответствовать требованиям Норм летной годности (п.п. 33.15, 33.15А и др.) Сформулированы в виде методических рекомендаций основные положения доказательной базы, необходимые при сертификации авиадвигателей с деталями, изготовленными с помощью СЛС.

Список использованных источников

[1] United States. Federal Aviation Administration. Federal aviation regulations. Part 33. Airworthiness standards, aircraft engines. Washington, D.C.: U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration,

[2] European Aviation Safety Agency. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines. CS-E Amendment 5, 2018, C.211.

[3] AC 33.15-3, FA, 2023.

[4] Certification Memorandum Additive Manufacturing EASA CM No.: CM–S-008 Issue 04 issued 06 May 2024

[5] NASA MSFC-SPEC-3717-2017, Specification for Control and Qualification of Laser Powder Bed Fusion Metallurgical Processes, Baseline, October 18, 2017

[6] NASA-STD-6030, Additive Manufacturing Requirements for Spaceflight Systems, Baseline, April 21, 2021, https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards

/NASA/ Baseline/0/2021-04-21_nasa-std-6030-approveddocx.pdf

[7] DNVGL-CG-0197 Additive manufacturing - qualification and certification process for materials and components, DNV-GL, CLASS GUIDELINE, Edition November 2017, http://rules.dnvgl.com.

[8] DNVGL-CP-0267: Additive manufacturing. Approval of manufacturers. July 2018;

[9] DNVGL-RP-A203. Qualification Procedures for New Technology. July 2018;

[10] DNVGL-CP-0291 "Additive manufacturing feedstock", DNV - GL, Class programmer, Edition June 2019, http://rules.dnvgl.com.

[11] ISO/ASTM 52910-18, Additive manufacturing — Design — Requirements, guidelines and recommendations.

[12] Аналитический Отчет. Стандартизация и сертификация Аддитивных технологий (3D-печати) в РФ и мире. Текущий статус, 2018 г. http://json.tv/ict_telecom_analytics_view/tekuschiy-status-standartizatsii-i-sertifikatsii-additivnyh-tehnologiy-3d-pechati-v-rf-i-mire-20190201064131

[13] Магеррамова Л.А., Повалюхин Д.В., Волков М.Е., Хакимов А.М., Семочкина К.А. Влияние технологических режимов синтеза и постобработки на механические характеристики синтезированного методом селективного лазерного сплавления титанового сплава ВТ6. В книге «Прочность и надежность газотурбинных двигателей». Под ред. Ножницкого Ю.А. (Тр. ЦИАМ №1368), ЦИАМ 2025, с. 101-119.

[14] Гибсон Я., Розен Д., Стакер Б. Технологии аддитивного производства. Трехмерная печать, быстрое прототипирование и прямое цифровое производство / пер. с англ. под ред. И.В. Шишковского. М.: Техносфера, 2016. 656 с.

[15] Магеррамова Л.А., Повалюхин Д.В., Волков М.Е., Хакимов А.М., Семочкина К.А. Сравнительный анализ механических характеристик титанового сплава типа ВТ6, полученного методом селективного лазерного сплавления из металлопорошковых композиций разных производителей. В книге «Прочность и надежность газотурбинных двигателей». Под ред. Ножницкого Ю.А. (Тр. ЦИАМ №1368), ЦИАМ 2025, с. 76-100.

[16] Магеррамова Л.А., Повалюхин Д.В., Волков М.Е., Хакимов А.М., Эммаусский Н.М. Экспериментальные исследования скорости роста усталостных трещин на образцах, изготовленных методом селективного лазерного сплавления из титанового сплава, для применения в авиационных газотурбинных двигателях. В книге «Прочность и надежность газотурбинных двигателей». Под ред. Ножницкого Ю.А. (Тр. ЦИАМ №1368), ЦИАМ 2025, с. 119-134.

НОВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ В РАЗРАБОТКЕ УГЛЕ-ТИТАНОВЫХ КОМПОЗИТОВ

С.Т. Милейко, А.А. Колчин, И.Д. Петухов

ИФТТ РАН, Черноголовка Московской обл.

Угле-титановые композиты с непрерывным волокном, зародившись около 5 лет назад, непрерывно развиваются, приближаясь к состоянию промышленно значимых конструкционных материалов. В настоящем докладе приводятся некоторые новые результаты в разработке этого семейства композитов. Показана, в частности, эффективность использования покрытых медью углеволокон в технологии угле-титановых композитов; измерена трещиностойкость высокопрочных угле-титановых композитов; получены первые результаты по высокотемпературной прочности композитов.

NEW RESULTS IN DEVELOPING CARBON-FIBRE/TITANIUM-MATRIX COMPOSITES

S.T. Mileiko, A.A. Kolchin, I.D. Petukhov

ISSP RAS, Chernogolovka, Moscow reg., Russia

Continuous-carbon-fibre/titanium-matrix composites were born about 5 years ago. Now they are developing and approaching to a state of industrial structural materials. Some new results in the developing of this composite family are presented in the presentation. In particular, the potency of using fibres coated by copper in fabrication technology of the composites is shown; fracture toughness of high strength carbon-fibre/titanium-matrix composites is measured; the first results of testing composites at elevated temperatures are obtained.

1 Введение

Угле-титановые композиты с непрерывным волокном, зародившись около 5 лет назад [1], непрерывно развиваются, приближаясь к состоянию промышленно значимых конструкционных материалов.

В настоящем докладе приводятся некоторые новые результаты в разработке этого семейства композитов.

2 Композиты с волокном, покрытым медью [2,3]

Найден технологический режим, дающий максимум прочности композита с волокном UMT49-12к (прочность 4900 МПа, модуль Юнга 260 ГПа), покрытым слоем меди средней толщины ~0.6 мкм: 1000ºС – 3 МПа – 0 мин.

3 Трещиностойкость композитов

Одной из принципиально важных особенностей композитов с металлической матрицей (КММ) является их высокая трещиностойкость, что отличает их от металлических сплавов, трещиностойкость которых, как правило, падает с ростом прочности [4] (**Рис. 4**).

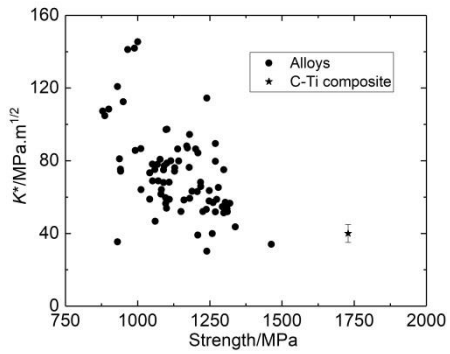


Рис. 4. Корреляция прочность – трещиностойкость титановых сплавов по экспериментальным данным, собранным в [5], в сравнении с полученной точкой для угле-титанового композита.

4 Высокотемпературная прочность композитов

Эти характеристики разрабатываемых композитов ещё предстоит исследовать, принимая, в частности, в качестве матрицы сплавы, разработанные для высокотемпературных применений. В настоящее время получены данные о высокотемпературной прочности и модуле упругости композитов с матрицей сплава ВТ16, не предназначенного для высокотемпературных применений (**Рис. 5**, **Рис. 6**). Следует также заметить, что (1) матрица в композите находится в отожжённом состоянии, соответствующие (кроме одной) экспериментальные точки для сплава, подвергнутого термообработке; (2) результаты, отмеченные символом AN-10s, - 10-секундная «длительная прочность» сплава, примерно то же – для композита.

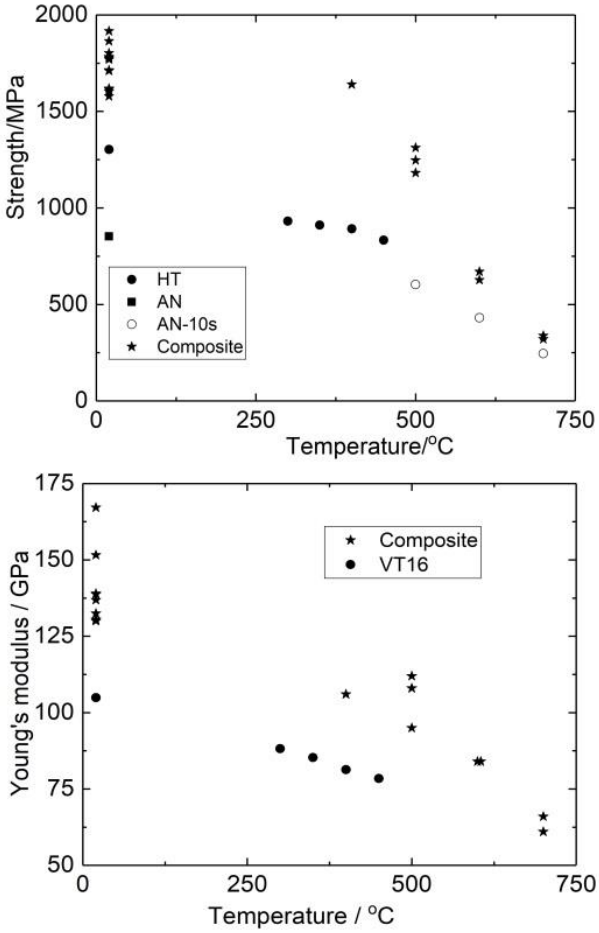


Рис. 5. Температурные зависимости прочности и модуля Юнга композитов и сплава ВТ16.

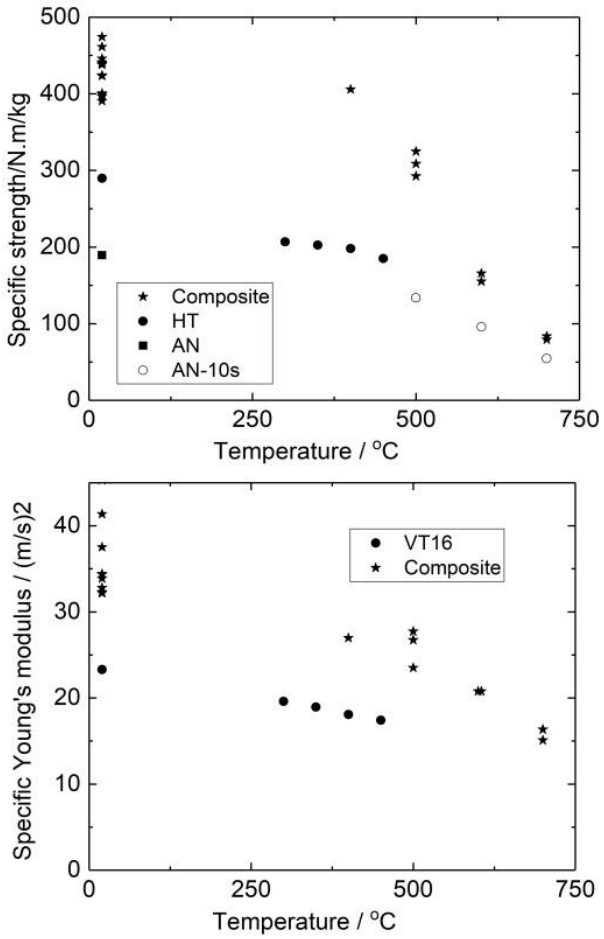


Рис. 6. Температурные зависимости удельных величин прочности (слева) и модуля Юнга (справа) композитов и сплава ВТ16.

Важно подчеркнуть, что измеренная гидростатическим взвешиванием средняя плотность образцов композита с волокном, покрытым медью, равна 4.04 г/см^3. Поэтому сравнение удельных характеристик сплава и композита при высоких (≥400°C) температурах выглядят более предпочтительным, нежели это сравнение при 20 °C (**Рис. 6**)

5 Заключение

Кратко изложенные выше экспериментальные результаты позволяют сделать следующие основные выводы:

1 Использование покрытых медью углеволокон является важным продвижением в технологии угле-титановых композитов.
2 Трещиностойкость высокопрочных угле-титановых композитов достаточно высока, >40 МПа·м^{½}, для применения их в ответственных сильно нагруженных элементах конструкций.
3 Кратковременная прочность композита с матрицей, не предназначенной для работы при высоких температурах, существенно превышает таковую указанной матрицы.

***

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект 23-19-00419. Авторы благодарны Н.А. Прокопенко, С.Б. Бабкину, В.И Орлову, О.Ф. Шахлевич, Р.Б. Алиханову, Н.Н. Клименко и О.Н. Насоновой за помощь в подготовке и испытании образцов

Список использованных источников

[18] S.T. Mileiko, A.A. Kolchin, D.I. Krivtsov, S.N. Galyshev, N.A. Prokopenko, O.F. Shakhlevich, O.V. Petrova, *Composites Part A*, 155 (2022) 106817.
[19] Патент RU 2 818 920 Способ получения композиционного материала на основе титана и углеволокна, авторы Милейко С.Т., Колчин А.А., Петухов И. Д., Малышев В.Ю., Прокопенко Н.А., Шахлевич О.Ф., Алиханов Р.Б., Кривцов Д.И., Трофименко Е.А Приоритет от 23.11.2023
[20] Трофименко Е. А., Петухов И.Д., Бухаркина Т. В., Вержичинская С. В., *Химическая промышленность сегодня*, 2024, №3 42-48.
[21] S.T. Mileiko, Metal and Ceramic Based Composites, Elsevier, Amsterdam, 1997, - 700 pp
[22] С.Е. Ковчик, Е.М. Морозов, Характеристики кратковременной трещиностойкости материалов и методы их определения (ред. В.В. Панасюк), Наукова Думка, Киев, 1988

РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ АНАЛИЗА ПРОЧНОСТИ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

М.А. Глебова, В.И. Гришин, Н.В. Гусева, М.В. Лимонин

ФАУ «ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского», Жуковский, Моск. обл.

Рассмотрены отечественные и зарубежные аналитические и численные методы расчета металлокомпозитных соединений, которые применяются на стадиях эскизного и рабочего проектирования элементов авиационных конструкций. Рассматриваются возможные виды разрушения соединений и даны рекомендации по применению двумерных и трехмерных методов моделирования соединений. Предложены модификации известных методов расчета, позволяющие сократить количество предварительных экспериментальных исследований. Полученные расчетом результаты оценки прочности соединений сравниваются с экспериментальными данными.

DEVELOPMENT OF STRENGTH ANALYSIS METHODS FOR METAL-COMPOSITE JOINTS

M.A. Glebova, V.I. Grishin, N.V. Guseva, M.V. Limonin

TsAGI, Zhukovsky, Russia

The article reviews domestic and foreign analytical and numerical methods for calculation metal-composite joints, which are used at the stages of preliminary and working design of aircraft structure elements. Possible types of damage are considered and recommendations for application two-dimensional and three-dimensional research methods are given. Modifications of known calculation methods are proposed, which allow to reduce the number of preliminary experimental researches. The calculated results of joints strength estimation are compared with experimental data.

1 Введение

Композитные материалы находят все большее применение в конструкциях современных отечественных и зарубежных гражданских самолетов.

При этом повышается роль соединений в креплениях различных агрегатов авиационных конструкций. В металлических соединениях локальная текучесть из-за пластичности позволяет заметно перераспределять нагрузку между крепежными элементами при более высоких уровнях нагрузки. Из-за относительной хрупкости большинства композитов этот эффект отсутствует в композитных соединениях. Кроме того, несущие напряжения или деформации обычно взаимодействуют с обходными напряжениями или деформациями. Обходные деформации вызываются нагрузками, передаваемыми вокруг отверстия, и приводят к снижению допустимых несущих нагрузок. Хотя и композитные, и металлические соединения должны выдерживать несущие и обходные нагрузки, анизотропия и послойное ламинирование композитов вносят больше сложностей в работу с иными видами разрушения соединений. Поэтому в композитных соединениях важно более точно анализировать распределение нагрузки и более подробно оценивать структурную целостность в полях несущих и обходных нагрузок.

2 Постановка задачи

Статический расчет на прочность композитного соединения с болтовыми либо заклепочными связями разделяется на несколько этапов. На первом этапе необходимо определить распределение усилий по болтам, а на втором этапе вычислить прочность соединений по выражениям (1), либо провести дополнительный МКЭ расчет по определению напряженно-деформированного состояния в зоне наиболее нагруженного отверстия, и на основе проверенных критериев разрушения уточнить прочность соединения в целом.

На рис. 1 приведены типовые формы разрушения механических композиционных соединений [1]. Это срез, разрыв по нетто-сечению и комбинация разрыва и среза. Также могут сочетаться случаи разрушения срезом и скалывание в плоскости среза. Иногда вместе со смятием композита происходит вырыв головки крепежного элемента, либо разрыв болта от его изгиба.

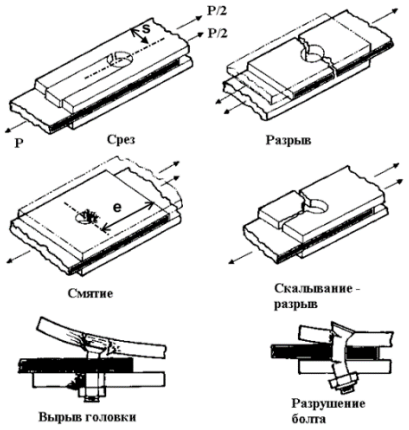


Рис.1. Формы разрушения композитных соединений

Прочность механического соединения определяют по следующим формулам:

$$\begin{aligned} &\text{смятие:} \quad P = d \cdot t \cdot \sigma_{см}, \\ &\text{срез:} \quad P = 2[(e/d) - 0{,}5] \cdot d \cdot t \cdot \sigma_{ср}, \\ &\text{разрыв:} \quad P = 2[(s/d) - 0{,}5] \cdot d \cdot t \cdot \sigma_{р}, \end{aligned} \qquad (1)$$

где P – разрушающие усилие болтового соединения, $\sigma_{см}$ - допускаемое напряжение на смятие, $\sigma_{ср}$ - допускаемое напряжение на срез, $\sigma_{р}$ - допускаемое напряжение на растяжение, d - диаметр крепежа, t - толщина композитной накладки, e и s - линейные размеры.

Формулы (1) для оценки силы среза может быть использована также для совместного случая среза и разрыва образца, если известно полученное эмпирическим путем допускаемое напряжение.

Для расчета усилий, действующих по крепежу соединений, необходимо знать значения податливости $\boldsymbol{c}$ болтов либо заклепок, связывающих их детали. С этой целью в работе анализируются формулы, используемые в компаниях Мак Доннел Дуглас, Боинг и Аэрбас [4] и приводится ряд примеров расчета усилий в многорядных металлокомпозитных соединений.

При оценке прочности соединений используется как двумерное, так и трехмерное моделирование их геометрии.

3 Двумерное моделирование

В случаях превалирующего растяжения соединений достоверные результаты получены с применением модифицированного метода Нуизмера [3], в котором характеристический размер d от контура отверстия болта до точки его разрушения определялся эмпирической формулой

$$\boldsymbol{d} = \sqrt{\frac{\boldsymbol{D}}{\boldsymbol{6мм}}} \cdot \frac{\boldsymbol{E_{+x}}}{\boldsymbol{E_{+y}}}, \qquad (2)$$

где D диаметр болта, E_{+x} – модуль упругости в направлении растягивающей силы, E_{+y} модуль упругости, перпендикулярный направлению действующей силы. При этом модуль E_{+x} не должен превышать модуль E_{+y} более чем в 2 раза.

При действии на соединение сжимающей нагрузки апробированы методы с использованием диаграмм «смятия-обхода» [4] соединений и модель Чанга[5]. В модифицированной модели «смятие-обход» экспериментальная диаграмма апроксимируется квадратичной зависимостью

$$\frac{\sigma_r^2}{S_{br}^2} + \frac{\sigma_p^2}{S_{bp}^2} = 1 \qquad (3)$$

где σ_r и σ_p напряжения смятия и растяжения, а S_{br} и S_{bp} разрушающие напряжения соответственно при смятии и растяжении соединения. Полагая, что существует линейная зависимость между напряжениями смятия σ_r и напряжениями обхода σ_p, т.е.

$$\sigma_r = k\sigma_p, \qquad (4)$$

где коэффициент k – постоянная величина. Тогда разрушающее напряжение смятия σ_{br} определится точкой пересечения прямой (4) с диаграммой смятия-обхода (3) и равно:

$$\sigma_{br} = \frac{k \cdot S_{br}}{\sqrt{k^2 + \left(\frac{S_{br}}{S_{bp}}\right)^2}}. \qquad (5)$$

4 Трехмерное моделирование

При трехмерном моделировании для оценки прочности соединений используются известные и вновь предложенные статические и деформационные критерии [7.8].

Актуальным видом разрушения является вырыв головки болта из листового композитного материала. В работе [8] в результате испытаний в специальном приспособлении получены значения максимальных усилий вырыва металлического болта, моделирующего заклепку, из композитного образца.

На основе анализа результатов испытаний и сравнением их с МКЭ - расчетом в трехмерной постановке с учетом контактного взаимодействия между болтом. и пластиной предложен деформационный критерий определения усилия вырыва крепежа диаметра d, который был использован для прогнозирования усилия вырыва при переменном значении расстояния D между крепежными элементами.

Принимая предельную деформацию на контуре отверстия равную $\varepsilon_{\theta b}$=0.7%, расчетом определены разрушающие нагрузки для заклепок, расположенных на расстоянии D=20 и 40 мм друг от друга, по значениям которых получены критические межслоевые напряжения, приведенные на рис. 2.

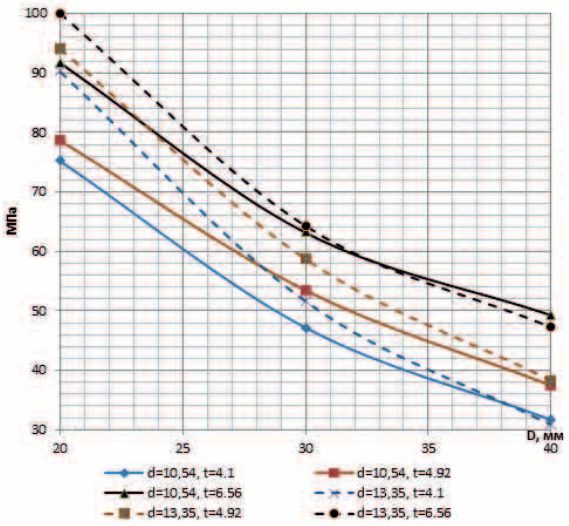


Рис. 2. – Значение разрушающих межслоевых напряжений при вырыве головок крепежных элементов из композитной обшивки

На рис.2 через t обозначена толщина композитного пакета, из отверстия которого вырывалась заклепка.

5 Заключение

В работе приводятся отечественные и зарубежные методы расчета металлокомпозитных соединений, которые применяются на стадиях эскизного и рабочего проектирования элементов авиационных конструкций.

На этапе эскизного проектирования для определения распределения усилий среза болтов(заклепок) желательно использовать двумерные конечно-элементные подходы с аналитическим моделированием жесткости болтовых соединений. Эти методы экономичны по времени счета и довольно точны в результатах.

При оценке прочности композитных листов в местах концентрации напряжений в районе отверстий эффективными методами являются метод характеристических размеров (Нуизмера и Чанга) и метод с использованием диаграмм «смятия-обхода», а при отсутствии экспериментальных данных по этим методам, можно воспользоваться приведенными в работе формулами (2, 3-5).

При вырыве головок болтов из композита установлено, что с уменьшением расстояния между заклепками межслоевые напряжения увеличиваются. Увеличиваются они и при увеличении толщины композита. Если расстояние между заклепками более 35мм, то диаметр головки заклепки практически не влияет на величину межслоевых напряжений.

Список использованных источников

1. В.И. Гришин, А.С.Дзюба, Ю.И.Дударьков «Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов». М. ФИЗМАТЛИТ, 2013, 272 с.

2. Huth H, Influence on Fastener Flexibility on the Prediction of Load Transfer and Fatigue Life for Multiple-Row Joints. ASTM STP 927 (1986).

3. М. А. Глебова, В. И. Гришин, Н.В.Гусева. Исследование видов разрушения болтовых соединений слоистых композитов. М. Ученые Записки ЦАГИ, №1, том LIII, 2022, стр. 66-74.

4. J.H.Jr. Crews, R.A. Naik. Bearing-bypass loading on bolted composite joints. NationalAeronauticsandSpaceAdministration1987 NASATM 89153.

5. Chang, F.K., Scott, R.A., Springer, G.S. (1982). Strength of mechanically fastened composite joints. *Journal of Composite Materials,* vol. 16, no. 6, p. 470- 494.

6. В.И. Гришин, М.А. Глебова, Я.С. Боровская, Н.В. Гусева. Оценка прочности многоболтовых металло-композитных соединений при совместном действии напряжений смятия и обхода. «Механика композиционных материалов и конструкций», ИПРИМ РАН, 2018, том 24, №2, с. 266-280.

7. Гоцелюк Т.Б Гришин В.И., Коваленко Н.А. Исследование прочности болтовых соединений в слоистых композитах с использованием модели прогрессирующего разрушения. «Механика композиционных материалов и конструкций», ИПРИМ РАН, 2016, том 22, №2, с. 225-244.

8. Боровская Я.С., Глебова М.А., Гришин В.И., Гусева Н.В., Осипян Е.Э. Исследование межслоевой прочности материала обшивки при вырыве заклепок с потайными головками. ИПРИМ РАН, 2015, том 21, №4, с. 501-510.

РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ СЛОЖНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

О.Н. Будадин, д.т.н.[1], А.Ф. Разин, д.т.н.[1]

[1] АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения»
(г. Хотьково, Московской обл.)

DEVELOPMENT OF METHODS AND MEANS OF NON-DESTRUCTIVE TESTING OF COMPLEX COMPOSITE MATERIALS AND STRUCTURES

O.N. Budadin[1], A.F. Razin[1]
[1] JSC "Central Scientific Research Institute of Special Mechanical Engineering" (Khotkovo, Moscow region)

Решена научно-техническая проблема развития интегральных методов и аппаратур неразрушающего контроля для обнаружения неявных (скрытых) дефектов, не выявляемых традиционными методами для оценки ресурса эксплуатации ответственных изделий из полимерных композиционных материалов в процессе их непрерывных испытаний и эксплуатации. Разработана концепция автоматизации процессов неразрушающего контроля. На базе концепции разработаны и внедрены системы автоматизированного неразрушающего бесконтактного ультразвукового контроля и рентгеновского контроля изделий сложной формы поверхности с автоматическим сканированием и распознаванием внутренних дефектов. Проведены исследования и показана возможность оценки ресурса конструкций из КМ на основе ретроспективного анализа результатов неразрушающего контроля методами искусственного интеллекта на основе искусственных нейронных сетей.

The scientific and technical problem of the development of integrated methods and non-destructive testing equipment for the detection of implicit (hidden) defects that are not detected by traditional methods for assessing the service life of critical products made of polymer composite materials during their continuous testing and operation has been solved. The concept of automation of non-destructive testing processes has been developed. Based on the concept, automated non-destructive non-contact ultrasound and X-ray inspection systems for products with complex surface shapes with automatic scanning and detection of internal defects have been developed and implemented. Studies have been conducted and the possibility of estimating the resource of structures made of CM based on a retrospective analysis of the results of non-destructive testing using artificial intelligence methods based on artificial neural networks has been shown.

Введение

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) в последнее время находят широкое применение и являются перспективными во многих ответственных отраслях промышленности (газовая, нефтяная, машиностроение, авиационная, космическая, энергетика и др.), так как не подвержены коррозии, обеспечивают минимальную массу конструкций при заданных требованиях к прочности, устойчивости к агрессивным воздействиям, а по некоторым характеристикам, особенно по массогабаритным показателям, значительно превосходят металлы. По этой причине доля использования композиционных материалов в изделиях во всех отраслях промышленности за последнее время значительно увеличилась.

Особенностью композиционных материалов является то, что формирование самого материала и конструкции изделия из них осуществляется в едином технологическом цикле, что может вызвать образование в материале различных дефектов – нарушений сплошности, которые могут проявляться как на стадии изготовления изделий, так и в условиях их эксплуатации под действием нагрузок – силовых динамических, циклических, ударных.

Второй особенностью ПКМ является то, что их физико-механические характеристики существенно зависят от условий эксплуатации (температуры, влажности), а также изменяются в процессе длительной эксплуатации (тепловое, влажностное и радиационное старение, механические воздействия и т.п.).

Поэтому значимый аспект применения ПКМ связан с необходимостью разработки и внедрения аппаратуры и методов неразрушающего контроля (НК), обеспечивающих выявление дефектов на всех стадиях жизненного цикла изделий из ПКМ – изготовление, испытание, эксплуатация с оценкой времени эксплуатации с учетом выявленных дефектов [1,2].

При разработке методов и технологий неразрушающего контроля для решения поставленных выше задач следует учитывать, что контроль желательно должен осуществляться, в т.ч.., в процессе нагружения изделий рабочими или испытательными нагрузками с целью, во-первых, выявлять те дефекты, которые влияют на надежность функционирования изделий, во – вторых, – «усилить» информационные признаки дефектов и, в– третьих, проявить дефекты, которые при ненагруженном состоянии изделий не выявляются. При этом нужно определить «золотую середину» в выборе режимов контроля: усилия нагружения изделий должны быть

достаточными для проявления дефектов, но не должны «травмировать» изделие.

Как в России, так и в передовых зарубежных странах, в настоящее время существуют несколько общих подходов к оценке времени эксплуатации изделий из ПКМ, основанных на методиках измерения физико-механических характеристик в процессе естественного или искусственного старения образцов или изделий. Недостатки вышеуказанных подходов очевидны: для их реализации необходимы образцы изделий, которые в процессе эксплуатации можно (допускается) испытывать, при этом сроки испытаний становятся равными, а иногда могут и превосходить сроки хранения изделий.

Количественные методы оценки ресурса конструкций [3,4], базирующиеся на экспериментальной и теоретической оценке надежности и вероятности безаварийной работы ещё недостаточно изучены и потому не получили широкого распространения в практических работах.

В связи с изложенным, актуальной задачей, неотделимой от задач неразрушающего контроля, является оценка времени эксплуатации композитных конструкций при наличие внутренних дефектов в условиях статических и циклических нагрузок. В настоящее время инструментальные методы НК с оценкой ресурса эксплуатации композитных материалов представлены достаточно слабо.

Таким образом, развитие интегральных методов и приборов неразрушающего контроля для выявления неявных дефектов в материале, в т.ч. в условиях силового нагружения изделий с учетом исключения их травмирования и оценки времени эксплуатации на основе результатов неразрушающего контроля становится актуальным.

Перспективными методами оценки времени эксплуатации являются методы теории распознавания образов, основанные на сравнении фактических диагностических признаков (например, результатов НК) с эталонными, представляющими классы возможных дефектов [5-7] и на концепциях технической диагностики с использованием искусственных нейронных сетей. Их способности к прогнозированию напрямую следуют из ее свойств к обобщению и выделению скрытых зависимостей между входными (результатами НК) и выходными данными (ресурс эксплуатации). После обучения, нейронная сеть способна предсказать будущее значение некой последовательности на основе нескольких предыдущих значений или каких-то существующих факторов [8, 9].

Теоретические и экспериментальные исследования

Структурная схема проведенных исследований приведена на рисунке 1.

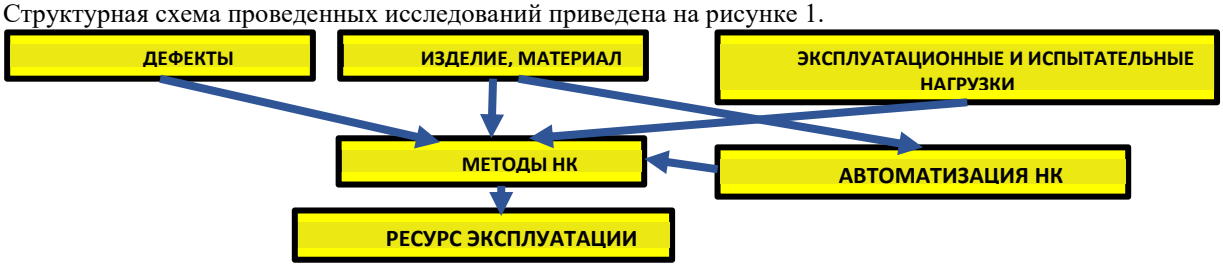


Рис. 2 - Структурная схема исследования

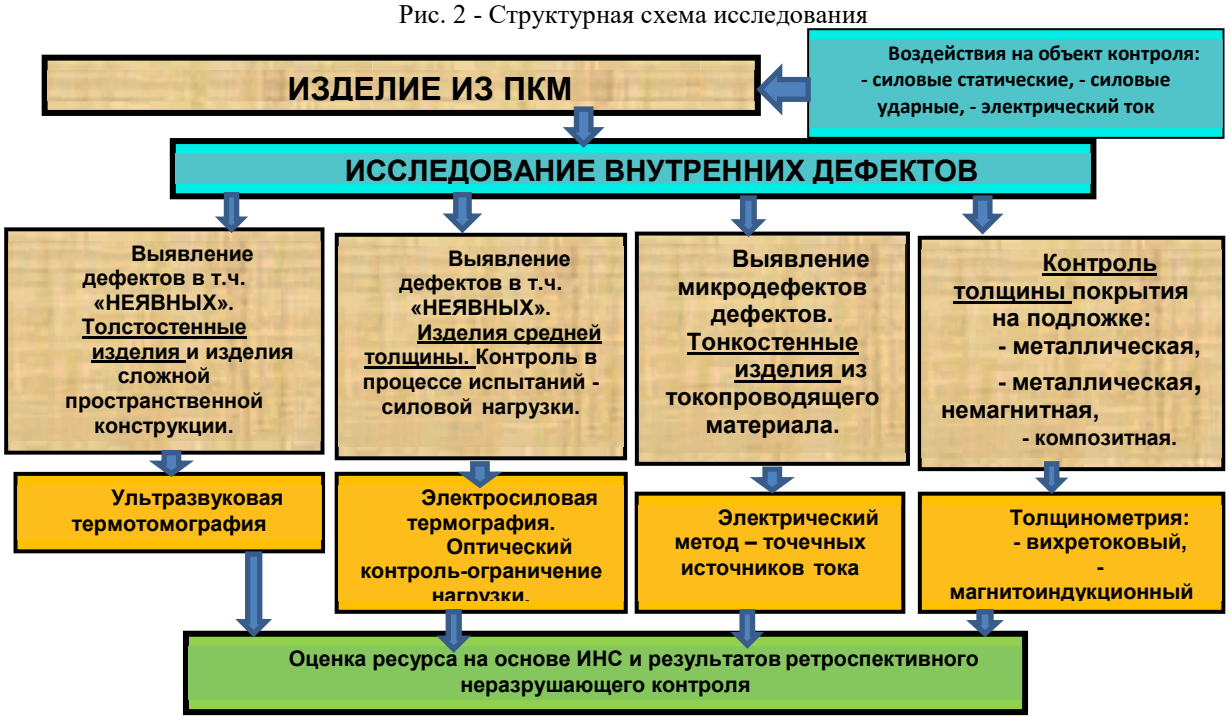


Рис. 3 – Структурная схема проведенных исследований методов неразрушающего

В соответствии с приведенными структурными схемами (рис. 1,2) проведены следующие теоретические и экспериментальные исследования [1,2].

1 Разработан, теоретически обоснован и экспериментально подтвержден метод ультразвуковой (УЗ) термотомографии на основе генерации внутренних источников тепловой энергии в дефектах путем ввода ультразвукового излучения в материала (в развитие метода вибротермографии), тепловизионной регистрации и анализе поверхностных динамических температурных полей для определения характеристик дефектов малых размеров, «сомкнутых» («слипнутых») дефектов и др. с погрешностью, например, не более 13% по глубине залегания.

Разработаны производственные технологии и средства метода ультразвуковой термотомографии (УЗ термотомография) для определения характеристик дефектов малых размеров, «сомкнутых» («слипнутых») дефектов в композитных конструкциях.

2 Разработан и теоретически и экспериментально обоснован метод электросиловой термографии (метод ЭСТ) конструкций из ПКМ для обнаружения и идентификации макро и «сомкнутых» («слипнутых») дефектов в электропроводных многослойных композитных конструкциях на основе возникновения локальных температурных полей в области дефектов в процессе эксплуатации - приложения силовых нагрузок и пропускании электрического тока. Доказано, что образующиеся температурные аномалии в процессе проведения контроля предлагаемым выше методом достигают величины нескольких градусов (вне зависимости от начальных характеристик дефектов – до приложения силовой нагрузки), что позволяет регистрировать температурные поля современными экономичными термографическими приборами.

Впервые разработаны и теоретически и экспериментально обоснованы методы одновременного контроля электросиловой термографии и оптического контроля на основе ВБР, позволяющие повысить достоверность результатов при обеспечении «нетравмируемости» контролируемого изделия в процессе приложения силовых нагрузок.

Разработана производственная технология и средства электросиловой термографии (метод ЭСТ) конструкций из композиционных материалов для обнаружения и идентификации макро и микро дефектов в электропроводных многослойных композитных конструкция в процессе их эксплуатации.

3 На основе математического моделирования и теоретических исследований, экспериментального подтверждения показана возможность обнаружения дефектов сплошности (в т.ч. трещин) в тонкостенных конструкциях из электропроводных композитов, основанная на измерении полей электрического потенциала при пропускании низкочастотного тока и анализе поля кажущегося сопротивления. Разработана соответствующая производственная технология и средства. Показано, что данным методом выявляются дефекты типа поверхностных и приповерхностных микротрещин протяженностью от 10 мм.

4 Для обеспечения достоверного контроля деформаций изделий из ПКМ оптическим методом (например, в комплексе с электросиловой термографией) исследовано взаимодействие системы ВБР-ПКМ. Установлено, что ВБР на основе одномодовых кварцевых ВС типа SMF-28e с акрилатным защитным покрытием могут применяться для создания систем встроенного контроля конструкций из ПКМ, являются эффективным инструментом контроля внешних статических и динамических механических воздействий. Полученные результаты вошли в методику контроля конструкций из ПКМ с оценкой их ресурса.

Установлено, что интеграция ВБР не снижает прочностные свойства ПКМ: корреляционные зависимости относительного изменения длины волны волоконной брэгговской решетки от величины приложенных силовых и температурных нагрузок описываются линейной функцией, причем их угол наклона остается приблизительно постоянным (погрешность не более ±5-7%) в заданном диапазоне температур, а механические свойства ПКМ (углепластиков) с интегрированными датчиками находятся на уровне свойств углепластиков без датчиков в рамках разброса свойств, характерного для данного композита.

5 Предложена технология разработки методик неразрушающего контроля на основе обнаружения тех «критичных» дефектов, которые влияют на надежность функционирования изделий на основе верификации методик в квазиреальных условиях эксплуатации изделий.

6 Разработан теоретико-экспериментальный метод, позволяющий определять с заданной вероятностью размеры реального «наименьшего» дефекта типа нарушения сплошности в композитных материалах по анализу реальных внутренних дефектов произвольной формы, размеров и ориентации.

7 Разработаны технические средства и технология измерения толщины вихретоковым и магнитно-индукционным методом (малогабаритный толщиномер с интеллектуальным преобразователем), обеспечивающие измерения толщины слоев многослойных конструкций из ПКМ с переменной кривизной, как со стороны выпуклой, так и вогнутой поверхности при, возможном, наличие металлического немагнитного слоя сложной формы и переменной толщины в диапазоне толщин 1…45 мм без смены преобразователя с погрешностью не более

±0,3 мм на сплошной металлической подложке и на кольцевом закладном элементе.

8 Разработана концепция автоматизации процессов неразрушающего контроля. На базе концепции разработаны и внедрены системы автоматизированного неразрушающего бесконтактного ультразвукового контроля и рентгеновского контроля изделий сложной формы поверхности с автоматическим сканированием и распознаванием внутренних дефектов.

9 Исследована возможность практического использования метода оценки времени эксплуатации изделий из ПКМ на основе искусственных нейронных сетей с использованием результатов комплексной технологии оптико-термографического и электрического неразрушающего контроля, обеспечивающий погрешность результатов не более 20%.

Заключение

Решена научно-техническая проблема развития интегральных методов и аппаратур неразрушающего контроля для обнаружения неявных (скрытых) дефектов, не выявляемых традиционными методами для оценки ресурса эксплуатации ответственных изделий из полимерных композиционных материалов в процессе их непрерывных испытаний и эксплуатации.

Разработана концепция автоматизации процессов неразрушающего контроля. На базе концепции разработаны и внедрены системы автоматизированного неразрушающего бесконтактного ультразвукового контроля и рентгеновского контроля изделий сложной формы поверхности с автоматическим сканированием и распознаванием внутренних дефектов.

Проведены исследования и показана возможность оценки ресурса конструкций из КМ на основе ретроспективного анализа результатов неразрушающего контроля методами искусственного интеллекта на основе искусственных нейронных сетей.

Список использованных источников

[1] Барынин В.А., Будадин О.Н., Кульков А.А. Современные технологии неразрушающего контроля конструкций из полимерных композиционных материалов. - М.: Издательский дом Спектр, 2013, 242с. с илл.

[2] Грачёв В.И., Будадин О.Н., Федотов М.Ю Смотрова С.А., Анискович В.А., Козельская С.О. Рыков А.Н. Изделия из композитных материалов: неразрушающий контроль и техническая диагностика: монография. В 2-х т. М.: ИД «Спектр», 2023. 574с. с илл.

[3] Носов В.В. Автоматизированная оценка ресурса образцов конструкционных материалов на основе микромеханической модели временных зависимостей параметров акустической эмиссии //Дефектоскопия, № 12, 2014, С. 24-35.

[4] Носов В.В. Принципы оптимизации технологий акустико-эмиссионного контроля прочности промышленных объектов// Дефектоскопия, № 7, 2016, С. 52-67.

[5] Охтилев М.Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М. Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. / – М.: Наука, 2006. – 410с.

[6] Акимов Д.А., Котельников В.В., Скоселева Д.А., Дятченкова А.Ю. Прогнозирование остаточного ресурса на основе мягких вычислений. // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Москва, 2017 №1 С. 22-31

[7] Блинова В.М. Алгоритм управления отказами в распределенных системах, основанный на принципах иерархического кластерного анализа. //Международная научная конференция «Параллельные вычислительные технологии ПаВТ'2009» (Россия, г. Москва), 2009. С. 86–89.

[8] Бабокин Г.И., Ширехер Д.М., Колесников Е.Б. Нейронные сети как средство прогнозирования состояния изоляции в сетях с изолированной нейтралью// Контроль. диагностика. 2020. Т.23. № 2. С. 40-45.

[9] Рутковский Д., Пилинский М., Рутковский Л. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы/ пер. с польск. И.Д. Рудинский. М.: Горячая линия – Телеком, 2008. 452с.

РАЗДЕЛ XII

КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПОЛИМЕРНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

С.Ю. Хаширова
КБГУ, Нальчик,

Важным фактором увеличения доли использования в авиационной отрасли полимерных композитов является возможность снижения массы, что обусловливает сокращение расхода топлива и улучшение экологической обстановки.

Среди множества полимерных материалов именно композитные материалы на основе высокотемпературных термопластичных матриц представляют наибольший интерес для авиационного двигателестроения. По сравнению с композитами на основе реактопластов термопластичные композиты являются инертными к большинству растворителей и кислот, обладают в 2 раза более высокой термостойкостью, относятся к категории трудногорючих и не образуют при разложении большого количества горючих летучих продуктов.

Одновременно с легкими, прочными и термо- и химически стойкими композитами на основе суперконструкционных полимеров в авиационное двигателестроение отрасль активно внедряются аддитивные технологии, которые позволяют получать объекты любой степени сложности и геометрии на основе цифровой модели и значительно сокращают производственный цикл.

Однако, несмотря на комплекс ценных качеств, ассортимент композиционных материалов на основе суперконструкционных полимеров для 3D-печати весьма ограничен.

Важно подчеркнуть, что простое смешение наполнителей с высокотемпературной термопластичной матрицей не дает возможности получения композиционных материалов с требуемым для применения в 3D печати сочетанием физико-механических характеристик и текучести расплава, что в свою очередь не позволяет в полной мере реализовать преимущества применения этого перспективного класса материалов и аддитивных технологий. Управление свойствами композита для применения в 3D печати может быть достигнуто только путем совершенствования рецептурных аспектов композиционного материала, обеспечивающих его технологичность и повышенный эксплуатационный ресурс.

В докладе представлены результаты исследования, посвященного направленному синтезу полимерных матриц и разработке композиционных материалов для новых технологий переработки с фокусировкой на высокотермостойкие термопластичные материалы, которые по совокупности свойств являются приоритетными для применения в авиационном двигателестроении. Разработанные высоконаполненные композиты могут перерабатываться методом 3D печати с получением качественных сложнопрофилированных высоконагруженных изделий.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕРМОПЛАСТЫ ДЛЯ СОЗДАНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В АВИА И ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

К.А. Брехова[1], Т.И. Андреева [1]
[1] АО «Институт пластмасс»

Полимерные композиты все чаще используются в авиационной и космической промышленности благодаря сочетанию относительно низкого веса и превосходной долговечности и прочности. В данной работе представлен краткий обзор термопластичных полимерных материалов – полиэфирэфиркетона, полисульфона, поликарбоната и жидкокристаллического (со)полимера, приведены их технологические и эксплуатационные свойства.

PROSPECTIVE THERMOPLASTICS FOR THE CREATION OF COMPOSITE MATERIALS IN THE AIRCRAFT AND ENGINE INDUSTRY

K.A. Brehova[1], T.I. Andreeva[1]
[1] Institute of Plastics, Moscow, Russia

Polymer composites are increasingly used in the aerospace industries due to their combination of relatively low weight and superior durability and strength. This paper provides a overview of thermoplastic polymer materials – polyesteresterketone, polysulfone, polycarbonate, and liquid crystal (co)polymer, as well as their technological and mechanical properties.

1 Введение

Для усовершенствования различных деталей и конструкций авиационной и космической техники, в автомобилестроении, приборостроении, электронике, микроэлектронике и специальной технике применяют различные полимерные композиционные материалы. Главным преимуществом деталей на основе полимерных композиционных материалов относительно металлических и керамических матриц является низкий вес готовой детали. В некоторых случаях применение полимерных композиционных материалов позволяет снизить вес готового самолета до 50% [1].

АО «Институт пластмасс» специализируется на разработке, производстве и переработке различных высокотемпературных полимерных матриц, к которым относят следующие полимеры:

- Поликарбонат (ПК);
- Полисульфон (ПСФ);
- Полиэфирэфиркетон (ПЭЭК);
- Жидкокристаллический полимер (ЖКП).

Данные полимеры способны сохранять работоспособность в широком диапазоне температур, благодаря чему обладают рядом преимуществ при создании на их основе композиционных материалов для изделий авиационной техники.

2 Характеристики высокотемпературных полимерных композиционных материалов

Поликарбонат – аморфный термопластичный полимер, известный своей оптической прозрачностью, способностью работать в широком диапазоне температур (от минус 60℃ до плюс 135℃), термической стабильностью и ударопрочностью.

АО «Институт пластмасс» выпускает марки ПК специального назначения, огнестойкие, ударопрочные марки, а также полуфабрикаты (стержни, листы). Характеристики специальных марок поликарбоната представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Характеристики ПК специальных марок

	ВТП-8/ПК-ЭА-7,0	ПК-М-2*	ПК-СЭВ
ПТР, г/ 10 мин	8	15	10
Предел текучести при растяжении, МПа	60	60	50
Относительное удлинение при разрыве, %	70	60	50
Ударная вязкость по Шарпи, кДж/м^2	15	17	31

Температура размягчения по Вика	150	150	140
Электрическая прочность, кВ/мм	20	19	20

Поликарбонат широко используют в машиностроении (втулки, сепараторы, пневмостаканы и т.д.). Хорошие оптические свойства поликарбоната позволяют использовать его для изготовления светотехнических деталей, фар, стекол. Из модифицированного поликарбоната также изготавливают оптические модули.

Ароматические полисульфоны (ПСФ) являются важнейшими представителями класса высокотехнологичных и термостойких полимеров. Они характеризуются отличными механическими характеристиками при высокой температуре, высокой прочностью, жесткостью, хорошей способностью к переработке и размерной стабильностью в широком диапазоне температур: от минусовых до более 150°С, превосходной стойкостью к горячей воде, химикалиям и огню [2].

Характеристики некоторых марок полисульфона представлены в таблице 2.

Таблица 2- Характеристики некоторых марок полиарилсульфонов

	ПСФ-150	ПСФ-ТП	ПСФ-150-Л-УВ25
ПТР, г/ 10 мин	7±4	12±4	1,4±0,6
Предел текучести при растяжении, МПа	74	65	125*
Относительное удлинение при разрыве, %	30	-	2
Ударная вязкость по Шарпи, кДж/м^2 образца без надреза	Не разрушается	-	25
Температура изгиба под нагрузкой при напряжении 1,80 МПа	155	-	170
Температура размягчения по Вика	-	170	140
Электрическая прочность, кВ/мм	24	24	-
Примечание: для ПСФ-150-Л-УВ25 представлена Прочность при растяжении, МПа			

АО «Институт пластмасс» выпускает широкий марочный ассортимент полисульфонов (30 марок), в виде порошков, гранул для:

- клеевых композиций и связующих;
- производства пленок методом полива и экструзии;
- полых волокон по растворной технологии;
- конструкционных гранулированных материалов;
- композиционных материалов и мембран.

Полиэфирэфиркетон (ПЭЭК) является одним из суперконструкционных термопластов, обладающих высокой температурой эксплуатации. Эти полимеры обладают прекрасной термоокислительной стабильностью, устойчивостью к химическим реагентам и повышенной ударной вязкостью и рассматриваются как перспективные конструкционные материалы [3].

Одним из главных сдерживающих факторов для более широкого применения ПЭЭК является сложность стабилизации его теплофизических и физико-механических характеристик, так как свойства ПЭЭК во многом определяются степенью кристалличности и упорядоченностью кристаллической структуры.

Таблица 3 – Характеристики полиэфирэфиркетона гранулированного

Наименование показателя	Порошок ПЭЭК	ПЭЭК-К
Температура плавления, °С, не менее	340	
Температура стеклования, °С, не менее	140	
Показатель текучести расплава, при 380 °С и 5 кгс, г/10 мин	10 - 300	11-20
Ударная вязкость по Шарпи кДж/м^2, не менее Образца без надреза образца с надрезом,	Не разрушается 6,0	
Температура изгиба под нагрузкой при напряжении 1,80 МПа, °С, не менее	156	152
Прочность при разрыве, МПа, не менее	80	90
Относительное удлинение при разрыве, %	20	40
Модуль упругости при растяжении, МПа	3400	3700
Удельное объемное электрическое сопротивление, Ом·м, не менее -	10^{16}	

ПЭЭК можно использовать для:

- изготовления оболочки для изоляции кабеля для работы в агрессивных условиях;

- антифрикционного и барьерного слоя для металлических деталей;
- получения изделий методом ротационного формования;
- производства нитей методом полива и экструзии;
- конструкционных гранулированных материалов;
- медицинских изделий.

Жидкокристаллические полимеры (ЖКП) являются одной из разновидностей термопластов, способные проявлять промежуточное состояние между жидкостью и твердым телом, которые способны к сложной организации путем самосборки. ЖКП можно разделить на две основные группы: жидкокристаллические полимеры с основной цепью и жидкокристаллические полимеры с боковой цепью.

Особенность поведения ЖКП при переработке заключается в высокой степени упорядоченности полимерных звеньев относительно друг друга. Так, обладая сопоставимой с обычными термопластами молекулярной массой, ЖКП характеризуются гораздо более низкой вязкостью расплава.

ЖКП характеризуются быстрым циклом формования, низкой величиной усадки, отличными механическими свойствами, хорошей стойкостью к растворителям, низким коэффициентом теплового расширения, низким водопоглощением, отличными барьерными и сегнетоэлектрическими свойствами [4,5].

В 2025 на опытном заводе АО «Институт пластмасс будет запущено малотоннажное производство» ЖКП, состоящий из звеньев гидроксибензойной и гидроксинафталиновой кислот.

Таблица 4 – Характеристики полимерной основы ЖКП

Наименование показателя	**Значение показателя**	
	ПО-А	**ПО- Б**
Термостойкость (температура потери 5 % массы), °С, не менее	450	
Температура перехода в вязко-текучее состояние, °С, не менее	240	280
Прочность при разрыве, МПа, не менее	120	160
Модуль упругости при растяжении, МПа, не менее	7500	8600
Температура изгиба под нагрузкой, °С	173	182
Ударная вязкость по Шарпи, кДж/м^2 образца без надреза	33	77
Стойкость к горению, категория	ПВ-0	ПВ-0
Удельное объемное электрическое сопротивление, Ом·м, не менее	$1\cdot10^{13}$	$1\cdot10^{13}$
Удельное поверхностное элек-трическое сопротивление, Ом, не менее	$1\cdot10^{14}$	$1\cdot10^{14}$

Наполненные специальные марки ЖКП со стекловолокном активно используются для изготовления электрических соединителей и других деталей и изделий, используемых при производстве электронной техники, так как данный материал в наполненном состоянии характеризуется минимальной величиной усадки. Характеристики стеклонаполненных композиций на основе ЖКП представлены в таблице 5.

Таблица 5 – Характеристики стеклонаполненного ЖКП

Наименование показателя	**Значение показателя ЖКП-СВ30**	
	Марка А	**Марка Б**
Усадка, %, не более – продольная – поперечная	 0,1 0,4	 0,1 0,2
Прочность при разрыве, МПа, не менее	150	160
Модуль упругости при растяжении, МПа	15000	16000
Температура изгиба под нагрузкой, °С	220	240
5 Ударная вязкость по Шарпи, Образца без надреза	15	20
Средний коэффициент линейного теплового расширения, $^oC^{-1}$, не более – продольный – поперечный	 $6\cdot10^{-6}$ $20\cdot10^{-6}$	 $7\cdot10^{-6}$ $20\cdot10^{-6}$
Удельное объемное элек-трическое сопротивление, Ом·м, не менее	$1\cdot10^{13}$	$1\cdot10^{13}$
Электрическая прочность, кВ/мм, не менее	30	32
Тангенс угла диэлектрических потерь, не более	0,03	0,03

3 Заключение

Аэрокосмическая и авиационная техника — это специализированная область техники, где безопасность и надежность имеют первостепенное значение. Представленные в данном обзоре материалы перспективны для использования в авиа- и машиностроении как альтернативы керамическим и металлическим деталям, так как обладают уникальным сочетанием достоинств, которые делают их идеальным выбором для применения в аэрокосмической промышленности.

Эти материалы, при грамотном их использовании способны улучшить характеристики готовых изделий.

Список использованных источников

[1] Shivi K. Polymer Composites in Aviation Sector. A Brief Review Article //International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT). – 2017. V. 6. – Is. 6. – P. 518.

[2] Заявка CN № 2840274, Polyether sulphone insulated special cable and wire, Полиэфирсульфон изолированный специальный кабель и провод. МПК: H01B3/42; H01B7/17; Заявитель: ZHENHONG ELECTRIC CABLE FACTOR [CN]; опубл. 22.11.2006

[3] Hergenrother Paul M. The Use, Design, Synthesis, and Properties of High Performance/High Temperature Polymers: An Overview // High Performance Polymers. – 2003. – Vol. 15. – Issue 1. – P. 3-45.

[4] Шибаев, В.П. Жидкие кристаллы // Химическая энциклопедия. – М:Сов. Энциклопедия, 1990. – Т.2. – С. 286–289.

[5] Шибаев, В.П. Настоящее и будущее жидкокристаллических полимеров //Хим.волокна. – 1987. – №3. – С. 4–12.

ОЦЕНКА МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК 3D ТКАНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИКМ МЕТОДОВ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

П.А. Хилов [1,2]
[1] ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск
[2] НГТУ им. Р.Е. Алексеева, Нижний Новгород

В работе представлен многоуровневый подход к моделированию механических свойств 3D-тканых композитов для авиационной промышленности с использованием автоматизированных средств компьютерного моделирования. Методика включает гомогенизацию свойств на микро-, мезо- и макроуровнях, учитывает архитектуру армирования и эффекты производства. Верификация методики проведена по результатам испытаний образцов на различные виды нагружений, подтверждая хорошую точность моделирования и возможность внедрения методики в промышленные задачи.

EVALUATION OF MECHANICAL CHARACTERISTICS OF 3D WOVEN POLYMER COMPOSITE MATERIALS WITH USE OF COMPUTER MODELING METHODS

P.A. Khilov [1,2]
[1] PJSC «UEC-Saturn», Rybinsk, Russia
[2] NSTU named after R.E. Alekseev, Nizhny Novgorod, Russia

The paper presents a multiscale approach to modeling the mechanical properties of 3D woven composites for the aerospace industry using automated computer simulation tools. The methodology includes homogenization of properties at the micro-, meso-, and macro-levels, taking into account the reinforcement architecture and manufacturing effects. The approach was validated through tests on specimens subjected to various loading conditions, confirming good accuracy of the modeling and the feasibility of applying the methodology to industrial tasks.

1 Введение

В авиационной промышленности идет постоянная борьба за снижение массы и повышение эффективности компонентов, что требует внедрения новых материалов, например таких как 3D-тканые композиты. Они обеспечивают высокие механические характеристики для нагруженных конструкций, однако их сложная архитектура армирования усложняет процессы проектирования и производства с помощью существующих инструментов моделирования. В работе представлен комплексный подход для оценки механических свойств 3D-тканых композитов, реализованный в специализированном программном обеспечении для последующего моделирования конструкции в различных сценариях эксплуатации. Методология основана на автоматизированном многоуровневом подходе, позволяющем определять усреднённые параметры материала для областей с похожими схемами переплетения.

2 Общая концепция многоуровневого анализа 3D-тканых композитов

Поведение полимерных волокнисто армированных композитов определяется их внутренней структурой. Характеристики исходных компонентов, как правило, хорошо известны на микроуровне, эффекты производства в основном учитываются на уровне ровинга — мезоуровень, а поведение самой детали и граничные условия — на макроуровне. Многоуровневое моделирование позволяет учитывать свойства материала на каждом уровне:

- **Микроуровень** — анализирует особенности микроструктуры, такие как распределение волокон и напряжения в матрице. Здесь инициируются трещины из-за неоднородности структуры материала.
- **Мезоуровень** — описывает архитектуру волокон, учитывает эффекты переплетения, эффекты от драпировки и от совмещения со смолой.

- **Макроуровень** — рассматривает геометрию детали, прикладываемые нагрузки и условия эксплуатации для оценки прочности и долговечности конструкции.

Процесс оценки характеристик ПКМ начинается с подготовки расчетной CAE-модели: чтение CAD-данных, построение сетки и настройка расчетной модели под конкретный случай нагружения. Для учета особенностей конструкции детали выполняется разбиения конструкции на области с похожими переплетениями и как следствие свойствами ПКМ с последующим назначения характеристик моделей материалов. Расчет эффективных свойств проводится для каждой области отдельно.

3 Определение свойств материала для выбранных образцов

Процедура виртуальной оценки характеристик материала была отработана для 3D-тканого композита на основе углеродных волокон UMT-49 и эпоксидной смолы ВСЭ-59 для нескольких толщин. Калибровка начинается с микроуровня, где свойства ровинга определяются численной гомогенизацией с использованием гексагональных ячеек с различным объемным содержанием волокон. Для каждой ячейки рассчитывается тензор жесткости, далее определяются девять инженерных констант: модули упругости, модули сдвига и коэффициенты Пуассона по главным направлениям.

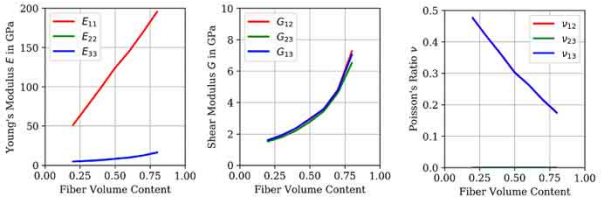


Рис. 1. Зависимость эффективных упругих характеристик от коэффициента объемного содержания волокном.

Для прогнозирования разрушения на микроуровне используется критерий Пака, параметры которого определяются виртуальными испытаниями на двух ячейках с разным объемным содержанием волокон. Прочностные параметры вдоль волокна оцениваются по правилу смеси на основе паспортных данных волокна. Полученные параметры используются для дальнейшей гомогенизации на мезоуровне.

На мезоуровне архитектура армирования описывается через относительное положение волокон, создаётся идеализированная конечно-элементная модель армирующего материала. Для определения реальной формы ячейки проводится предсимуляция, учитывающая уплотнение и деформацию волокон.

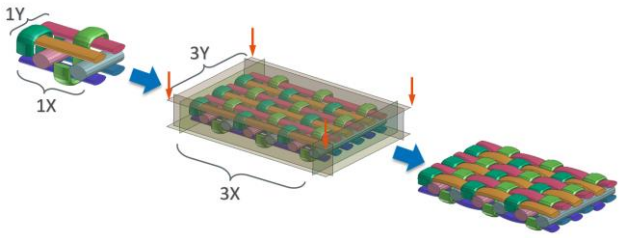


Рис. 2. Конечно-элементная модель армирующего материала

Гомогенизированные свойства с микроуровня назначаются элементам волокон, а на макроуровне рассчитываются итоговые упругие и прочностные характеристики полимерного композита.

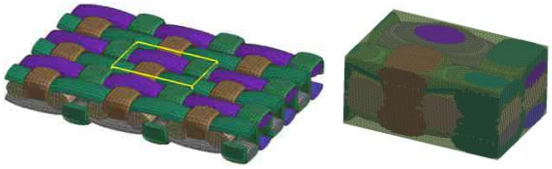


Рис. 3. Получение конечно элементной модели для последующей оценки характеристик ПКМ

4 Верификация методологии на купонных испытаниях

Многоуровневая методика оценки характеристик была верифицирована результатами основных видов испытаний образцов материала, полученных на этапе разработки технологии:

- **Растяжение** — результаты моделирования хорошо совпадают с экспериментальными данными, воспроизводится хрупкий характер разрушения.
- **Сжатие** — моделирование также хорошо подтверждает экспериментальные значения.
- **Сдвиг** — модель адекватно отражает поведение образца вплоть до появления первых повреждений.
- **Сжатие после удара** — подтверждается тенденция снижения несущей способности при увеличении энергии удара, что соответствует эксперименту.

Список использованных источников

[1] Hilov P. A. et al. Influence of the reinforcement scheme on mechanical properties of 2d, 3d polymer composites //IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – IOP Publishing, 2020. – Т. 953. – №. 1. – С. 012095.

[2] Киселев А. М. и др. Исследование структуры 3D-тканей методом компьютерной томографии //Научно-производственное партнерство: взаимодействие науки и текстильных предприятий и новые сферы применения технического текстиля. – 2018. – С. 210-220.ISO

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СЕТЧАТЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

А.В. Азаров [1, 2], А.А. Бабичев [1]
[1] АО Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения, г. Хотьково, Московская область
[2] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Рассматривается проектирование сетчатых композитных конструкций фюзеляжа и кессона крыла применительно к пассажирским самолетам и беспилотным летательным аппаратам. Целью работы является снижение массы конструкции планера за счет применения сетчатой конструкции и оптимизации ее структуры. Сетчатая структура состоит из системы ребер, изготовленных из однонаправленного композитного материала методом намотки. Фюзеляж представляет собой цилиндрическую оболочку. Кессон крыла состоит из верхней и нижней панелей, лонжеронов и нервюр. Получены соотношения, определяющие оптимальные проектные параметры, обеспечивающие минимум массы конструкции.

DESIGN OF LATTICE COMPOSITE AIRCRAFT AIRFRAME STRUCTURES

A.V. Azarov [1,2], A.A. Babichev [1]
[1] Central Research Institute of Special Machinery, Khotkovo, Russia
[2] BMSTU, Moscow, Russia

The design of lattice composite structures of fuselage and wing box as applied to passenger airplanes and unmanned aerial vehicles is considered. The aim of the work is to reduce the weight of the airframe structure by using a lattice structure and optimizing its design. The lattice structure consists of a system of ribs made of unidirectional composite material by winding method. The fuselage is a cylindrical shell. The wing box consists of upper and lower panels, spars and ribs. Relationships determining the optimal design parameters ensuring the minimum mass of the structure are obtained.

1 Введение

Композитные материалы находят в настоящее время все более широкое применение для изготовления конструкций планера самолета. В частности, из композитов изготовлены несущие элементы планера пассажирских самолетов Boing 787, Airbus 350 и МС21. При этом в качестве основной конструктивной концепции в конструкциях фюзеляжа и панелей крыла используется традиционная стрингерная конструкция, состоящая из несущей обшивки и подкрепляющих продольных ребер-стрингеров. Однако в силу особенностей полимерных композитов такая конструкция не позволяет снизить массу композитной конструкции по сравнению с металлическим прототипом [1]. Первая особенность заключается в том, что композиты обладают высокой прочностью и жесткостью только в одном направлении – вдоль волокон. В связи с тем, что подавляющее большинство конструкций нагружено в нескольких направлениях, обычно используют многослойные композитные материалы, волокна в слоях которых ориентированы в различных направлениях. Характеристики такого композитного материала значительно ниже, чем у однонаправленного, что существенно снижает весовую эффективность конструкций. Вторая особенность композитных конструкций связана с проблемой их соединения со смежными композитными или металлическими конструкциями. Сварка невозможна, клеевые соединения ненадежны, а болтовые и заклепочные соединения требуют отверстий, нарушающих целостность волокон и значительно снижающих прочность материала. По прочности на смятие под болтом и на срез композиты значительно уступают металлам. Поэтому часто оказывается, что рационально спроектированная композитная конструкция с учетом веса соединений оказывается тяжелее металлической.

Отмеченных недостатков лишены сетчатые композитные конструкции, основными несущими элементами которой являются взаимно-

пересекающиеся ребра. Ребра образованы из однонаправленного углепластика, который обладает высокой удельной (по отношению к плотности) прочностью и жесткостью, обеспечивающей высокую весовую эффективность сетчатой конструкции [1]. Композитные сетчатые конструкции получили широкое распространение в отечественной ракетно-космической технике (рис. 1). Применительно к авиационной технике сетчатые конструкции достаточно широко использовались в 30-х годах XX века. В частности, такую конструкцию имел английский бомбардировщик Wellington (рис. 2). Важной особенностью сетчатых структур является их устойчивость к повреждениям - повреждение обшивки не снижает несущей способности сетчатой конструкции, а повреждение ребра не распространяется на соседние ребра, которые сохраняют работоспособность.

В настоящей работе рассматривается оптимальное проектирование сетчатой композитной конструкции фюзеляжа и панели кессона крыла.

Рис. 1. Сетчатый композитный отсек РН Протон-М

Рис. 2. Бомбардировщик Wellington со сетчатой конструкций планера

2 Проектирование сетчатой конструкции фюзеляжа

Рассмотрим проектирование сетчатого композитного фюзеляжа (рис. 3). Фюзеляж представляет собой цилиндрическую оболочку длиной L и радиусом R. Оболочка проектируется на основной расчетный случай – сжатие осевой силой P. В случае изгиба момент M приводится к осевой силе по известной формуле $P = 2M/R$. Сетчатая структура оболочки состоит из спиральных и кольцевых ребер. В процессе проектирования конструкции необходимо найти проектные параметры структуры – толщину оболочки h, а также параметры спиральных ребер φ, h, δ_φ и кольцевых ребер δ_{90} (рис. 4).

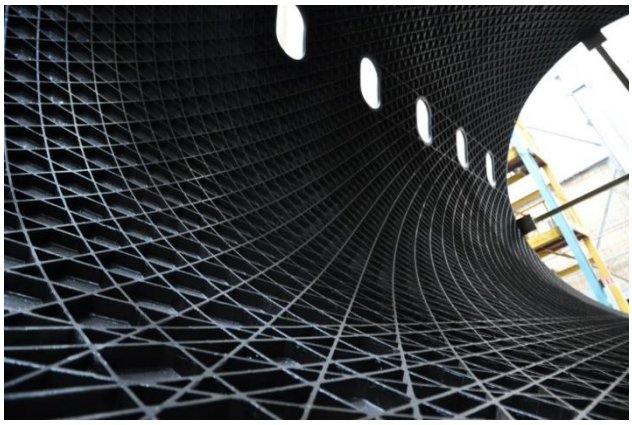


Рис. 3. Экспериментальная секция сетчатого композитного фюзеляжа диаметром 4 м

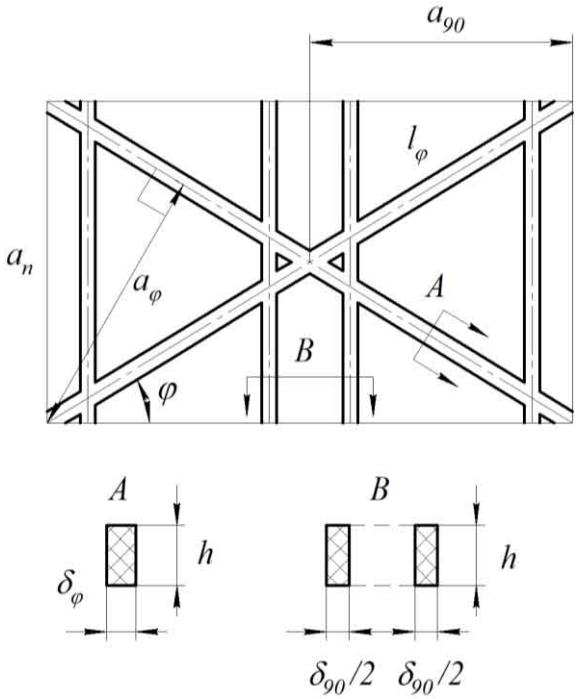


Рис. 4. Параметры сетчатой структуры фюзеляжа

Условием оптимальности является минимум массы цилиндрической оболочки, которая выражается через проектные параметры следующим образом:

$$M = \pi DLh(2\bar{\delta}_{\varphi}\rho_{\varphi} + \bar{\delta}_{90}\rho_{90}),$$

$$\bar{\delta}_{\varphi} = \frac{\delta_{\varphi}}{a_{\varphi}}, \quad \bar{\delta}_{90} = \frac{\delta_{90}}{a_{90}},$$

где ρ - плотность материала ребер, а – расстояния между ребрами (рис. 4). Ограничения связаны с возможными формами разрушения сетчатой оболочки – превышением напряжениями в спиральных ребрах предела прочности, общей потере устойчивости оболочки и местной потере устойчивости сжатыми участками спиральных ребер. Оптимизация может быть выполнена аналитически при помощи метода минимизации коэффициентов безопасности, в результате оптимальные проектные параметры сетчатой структуры могут быть найдены при помощи следующих соотношений [2]:

$$h = \sqrt[10]{\frac{4R^2P^4k^2\bar{\rho}^3}{256E_{\varphi}E_{90}^3}}, \quad \bar{\delta}_{\varphi} = \frac{5}{2\pi}\sqrt[10]{\frac{27P^2E_{\varphi}}{128R^4k^4E_{\varphi}^3\bar{\rho}}},$$

$$\bar{\delta}_{90} = \frac{\bar{\delta}_{\varphi}}{2\bar{\rho}}, \quad \operatorname{tg}\varphi = \frac{1}{2}, \quad \bar{\rho} = \frac{\rho_{90}}{\rho_{\varphi}}$$

Здесь E – модуль упругости ребра, k - коэффициент, зависящий от граничных условий закрепления ребра при местной потере устойчивости.

3 Проектирование сетчатой конструкции панели крыла

Рассмотрим прямоугольную свободно опертую пластину, состоящую из системы продольных ребер и диагональных ребер с углами ±φ, сжатую силами T (рис. 5).

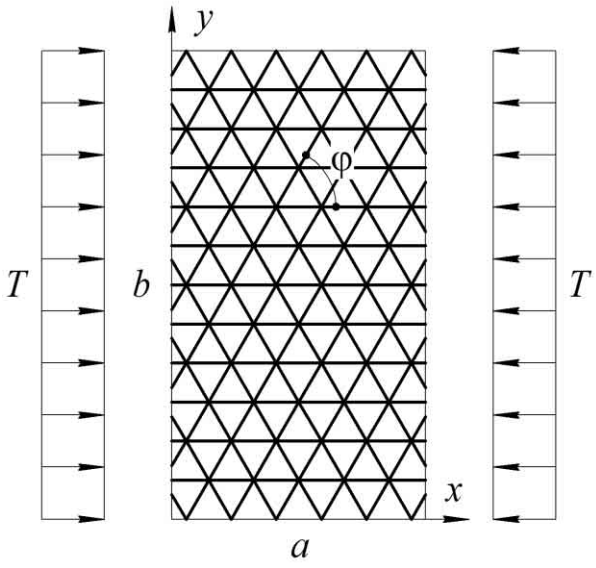


Рис. 5. Сетчатая панель

Сделаем два замечания. Во-первых заметим, что в крыле верхняя панель в полете сжимается, а нижняя растягивается. Критической является панель, работающая на сжатие, так как она может потерять устойчивость. Сетчатые конструкции, обладающие высокой изгибной жесткостью, эффективны именно для таких случаев нагружения. В связи с этим ниже рассматривается панель, работающая на сжатие. Во-вторых, панели крыла должны иметь наружную обшивку, однако в оптимальной сетчатой панели обшивка отсутствует. В связи с этим сетчатая панель проектируется без обшивки, тонкая обшивка не является несущей и добавляется к спроектированной панели. Это обстоятельство является определенным преимуществом сетчатой конструкции поскольку возможное повреждение обшивки в процессе изготовления и эксплуатации конструкции не виляет на несущую способность панели.

Типовая ячейка сетчатой панели, образованной из продольных и диагональных ребер, показана на рис. 6.

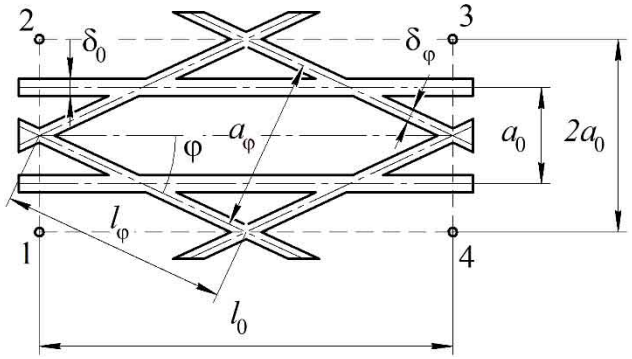


Рис. 6. Ячейка сетчатой структуры панели

Число продольных ребер m_0 и число ячеек (рис. 6) m_c в сетчатой панели определяется следующим образом

$$m_0 = \frac{b}{a_0}, \quad m_c = \frac{ab}{2a_0l_0}$$

Масса сетчатой панели складывается из масс продольных и диагональных ребер, т.е.

$$M = abh\left(2\rho_{\varphi}\bar{\delta}_{\varphi} + \rho_0\delta_0\right)$$

Данное выражение для массы панели минимизируется с учетом ограничений по прочности и устойчивости. Процесс оптимизации подробно описан в работе [3] и заключается в следующем.

1. Строят зависимость массы от угла наклона диагональных ребер φ и запаса прочности ребер n_s:

$$M = ab\frac{Tn_s}{\bar{\sigma}}\left[\rho_0 + \rho_{\varphi}\left(\frac{C}{n_s^4\operatorname{tg}^2\varphi} - 1\right)\right], \quad C = \frac{576b^2\bar{\sigma}^4\lambda^2}{k\pi^4E^2T^2}$$

2. С учетом того, что $n_s \geq 1$, по полученной зависимости находят значение φ, соответствующее минимальной массе.

3. Проектные параметры сетчатой структуры определяют при помощи следующих выражений:

$$h^2 = \frac{k\pi^2 E T^2 n_s^3}{48\bar{\sigma}^3}\operatorname{tg}^2\varphi, \quad \bar{\delta}_0 = \frac{Tn_s}{\bar{\sigma}h}$$

$$\bar{\delta}_\varphi = \frac{Tn_s}{2\bar{\sigma}h}\left(\frac{C}{n_s^4\operatorname{tg}^2\varphi} - 1\right)$$

Здесь E – модуль упругости ребра, $\bar{\sigma}$ - предел прочности ребра при сжатии, n_s – запас прочности ребра при сжатии, соответствующий минимальной массе (см. п. 2).

3 Заключение

Рассмотрено проектирование композитного сетчатого фюзеляжа и панели крыла самолета. Получены соотношения, позволяющие определить оптимальные проектные параметры сетчатой структуры – толщину, угол наклона ребер, толщину ребер и расстояния между ребрами, которые обеспечивают минимум массы, удовлетворяющей ограничениям по прочности и устойчивости.

Список использованных источников

[1] Васильев В.В., Разин А.Ф., Перспектива применения сетчатых композитных конструкций в гражданской авиации // Полет. – 2016. – №11-12. – С.3-12.

[2] Азаров А.В. Проблема проектирования аэрокосмических сетчатых композитных конструкций // Изв. РАН. МТТ. – 2018. – №4. – С.85-93.

[3] Проектирование, изготовление и испытания композитной сетчатой панели крыла самолета / А. В. Азаров, А. А. Бабичев, В. В. Васильев, А. Ф. Разин // Конструкции из композиционных материалов. – 2025. – № 1(177). – С. 10-16. – DOI 10.52190/2073-2562_2025_1_10.

РАЗРАБОТКА И ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВА УГЛЕРОДНОГО ВОЛОКНА МАРКИ UMT, СОВМЕСТИМОГО С ТЕРМОПЛАСТИЧНЫМИ ПОЛИМЕРНЫМИ МАТРИЦАМИ

А.Л. Андреичев [1], А.А. Веверис [1]
[1] Композитный дивизион Госкорпорации Росатом, Москва

В работе разобраны предпосылки к созданию углеродных волокон, совместимых с термопластами, приведены основные результаты НИОКТР по их разработке и последующей постановке на производство, достигнутая адгезионная прочность в системе ПЭЭК–УВ составила 99 МПа.

DEVELOPMENT AND ORGANIZATION OF PRODUCTION OF THERMOPLASTIC-COMPATIBLE CARBON FIBERS UNDER UMT TRADE NAME

A.L. Andreichev [1], A.A. Veveris [1]
[1] Rosatom State Corporation’s Division for Composites, Moscow, Russia

The paper discusses the requirements for the development of carbon fibers that are compatible with thermoplastic materials, presents the key research and development findings for their creation and subsequent manufacturing, and reports on the achieved interfacial strength of 99 MPa for PEEK–CF composites.

1 Введение

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) обладают исключительными упруго-прочностными характеристиками за счёт реализации высоко анизотропных характеристик армирующих волокон перераспределением механических напряжений между ними через объём полимерной матрицы [1]. Этот эффект во многом зависит от степени адгезионного взаимодействия на границе между полимером матрицы и армирующим волокном, и особенно выражен для хрупких углеродных волокон (УВ) [2]. Так, частичное расслоение углепластика по межфазным границам в ходе нагружения может приводить к преждевременному разрушению части армирующего наполнителя, и снижению свойств всего ПКМ при последующих нагружениях.

Обеспечение межфазного взаимодействия в ПКМ на основе углеродных волокон затруднено из-за исходно химически инертной поверхности самих волокон [3], что требует её функционализации за счёт окислительного обжига или анодного травления. Обеспечение технологичности комплексных нитей и дополнительное ингибирование адгезии между наполнителем и полимером эффективно осуществляется использованием аппретов – пленкообразующих покрытий с высокой степенью функционализации [2]. Типично большинство производимых в мире марок УВ покрыты аппретами, обеспечивающими совместимость с эпоксидными смолами.

Стремительное развитие термопластичных ПКМ (ТПКМ), в особенности на основе рубленых и непрерывных армирующих наполнителей, привело к возникновению задач по обеспечению совместимости УВ с новыми наборами полимерных матриц, отличных по химии от широко известных эпоксидных и полиэфирных смол.

Например, известно [4], что УВ из линейки HexTow® (производство Hexcel, США) поставляются с различными аппретирующими составами, включая универсально-совместимое «неаппретированное» (под шифром U) и поликарбонат-совместимое волокно (под шифром PC). Так, неаппретированное волокно является основой широко известных препрегов линейки APC-2 [5]. Наиболее известным примером коммерчески представленных термопласт-совместимых УВ является продукт из линейки Tenax® (производство Teijin, Япония) под обозначениями «P12» и «P22», для которых заявлена совместимость с поли(арил)эфиркетонами, полиэфиримидом и различными полиамидами [6]. Такие волокна особо значимы для зарождающейся в России отрасли термопластичных ПКМ и их статус материалов двойного назначения, подлежащих экспортному контролю со стороны производителя, в обстоятельствах санкционного давления привёл к тому, что отрасль осталась без ключевого сырья.

Применение подобных волокон наиболее оправдано в сегменте высокотемпературных полимеров, таких, как поли(эфир)эфиркетон (ПЭЭК) или полифениленсульфид (ПФС), высокие упруго-прочностные и теплофизические характеристики которых делают перспективным создание углепластиков аэрокосмического назначения [8]. Таким образом, наиболее важной научно-технической задачей является организация производства специальных марок УВ, совместимых с высокотемпературными термопластами и способных заменить ставшие недоступными импортные аналоги.

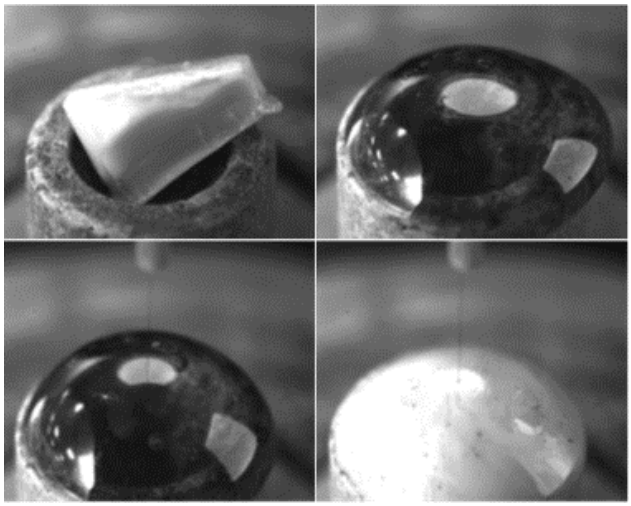
2 Экспериментальные работы

Композитный дивизион Госкорпорации Росатом начал работы по созданию собственных термопласт-совместимых УВ в рамках реализации ряда НИОКТР 2019-2022 годов. В рамках этих работ были подобраны импортные аппретирующие составы для обеспечения совместимости УВ с термопластичными матрицами, включающими помимо ПЭЭК также полиамид-6 (ПА6) и полипропилен (ПП). На опытной линии получения УВ департамента исследований и разработок дивизиона были отработаны технологические процессы нанесения различных аппретирующих составов с последующим переносом технологий на собственное промышленное производство УВ, в частности, была оформлена необходимая НТД для серийного производства марок высокопрочных УВ UMT45-12K-TP и UMT40-3K-TP. Но дальнейшее развертывание производства, как уже было упомянуто, стало невозможным из-за ограничения прямых поставок импортной малотоннажной химии, вследствие чего появилась острая необходимость в разработке полностью локализованных составов.

В ходе НИР/ОКР «Разработка аппретирующих составов и модификация поверхности углеродных волокон для обеспечения повышенных адгезионных и требуемых технологических характеристик углеродных волокон в применении с различными полимерными и металлическими матрицами», проводимой в рамках комплексной научно-технической программы «Новые композиционные материалы: технологии конструирования и производства», в 2024 г. совместно с коллективом НИЦ КИ-ИРЕА был разработан полностью отечественный аппрет для совмещения УВ с различными термопластами, преимущественно рассчитанный на ПЭЭК. Высокая степень локализации разработки обеспечивается отечественным производством как полимерной основы, так и вспомогательных компонентов.

Основа аппрета из функционализованных твердых эпоксидов обеспечивает его кратковременную термостойкость до 380 °C, измеренную термогравиметрией при сканировании по температуре в токе атмосферного воздуха. Также такой выбор основы позволяет теоретически совмещать УВ с широким рядом термопластов, включая помимо ПЭЭК также ПЭКК, ПФС, ПСФ и ПБТ. На конец 2 квартала 2025 г. экспериментально подтверждена совместимость композиции с ПЭЭК, ПЭКК и ПФС, работы по другим матрицам продолжаются.

В ходе разработки технологического процесса нанесения разработанного аппрета на УВ в опытном масштабе, были также проведены сравнительные испытания исходных УВ без аппрета, УВ со стандартным аппретированием, и УВ с аппретированием импортными композициями на основе суспензий твердых эпоксидных смол. Испытания проводились на масштабе микрокомпозитов (на рисунке) по методике «Pull-Out» [8-10] в соответствии со внутренней методикой компании, разработанной до стандартизации методики комитетом DIN.



Процесс пробоподготовки образца микрокомпозита

Для пробоподготовки использовали импортный гранулированный ПЭЭК, импортный гранулированный ПФС и отечественный опытный ПЭКК.

Полученная в ходе испытаний межфазная сдвиговая прочность в микрокомпозите ПЭЭК–УВ для волокон с различным аппретированием составила:

- 88 ± 8 МПа для УВ со стандартным эпокси-совместимым аппретированием;
- 83 ± 5 МПа для УВ без аппрета;
- 99 ± 10 МПа для УВ с разработанным аппретом;
- 79 ± 12 МПа для УВ с аналогом разработанного аппрета от Huntsman;
- 94 ± 15 МПа для УВ с аналогом разработанного аппрета от Westlake Epoxy.

Также была подтверждена совместимость разработанного аппрета с другими термопластами:

- 93 ± 9 МПа для микрокомпозитов ПЭКК–УВ;
- 95 ± 8 МПа для микрокомпозитов ПФС–УВ.

Таким образом была подтверждена эффективность разработанного решения и принято решение об организации переноса процесса нанесения разработанного аппрета на собственное промышленное производство дивизиона.

3 Организация производства

В ходе переноса технологии на промышленное производство УВ дивизиона в ОЭЗ «Алабуга», процесс нанесения разработанного аппрета был отработан на марках UMT49-12K-TP и UMT42S-3K-TP с созданием НТД, позволившей перейти от опытно-промышленного этапа к промышленному.

При контроле уровня сдвиговых свойств в микрокомпозитах для волокон из опытно-промышленной партии UMT49-12K, получены сопоставимые с лабораторными значения межфазной сдвиговой прочности (99±9, 98±15 и 97±17 МПа для трёх случайно отобранных паковок из партии), что подтверждает эффективность процесса нанесения разработанного аппрета на промышленном оборудовании. Опытная партия также была подвергнута типовому комплексу испытаний, в ходе которых было подтверждено полное соответствие материалов марке UMT49-12K, что отражает отсутствие негативного влияния процесса аппретирования на упруго-прочностные свойства волокон.

3 Заключение

В ходе ряда НИОКТР, реализованных композитным дивизионом ГК Росатом, был разработан ряд решений по получению термопласт-совместимых УВ как на основе импортных аппретирующих составов, так и составов собственной разработки.

Для состава на основе твёрдых эпоксидных смол было подтверждено позитивное влияние на сдвиговую прочность в композитах ПЭЭК-УВ при испытаниях на микроуровне, с достижением межфазной сдвиговой (адгезионной) прочности до 99 МПа.

Углеродные волокна с разработанным аппретом прошли этап опытного производства и доступны к коммерческим поставкам, за 2024–2025 гг. композитным дивизионом произведено не менее трёх партий высокопрочных УВ, совместимых с ПЭЭК.

Список использованных источников

[1] Кербер М. Л. и др. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология // СПб.: Профессия. – 2008. – Т. 560.

[2] Берлин А. А. и др. Принципы создания композиционных полимерных материалов // М.: Химия. – 1990. – Т. 237. – №. 1.

[3] Варшавский В. Я. Углеродные волокна. – 2005.

[4] Lengsfeld H., Mainka H., Altstädt V. Carbon Fibers: Production, Applications, Processing. – Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, 2020.

[5] Krueger R., Bergan A. Advances in thermoplastic composites over three decades–a literature review. – 2024.

[6] Backmann V. et al. Laser-assisted automated tape laying: Effects of placement rate and heated tooling on layer bonding and tensile properties //Journal of Thermoplastic Composite Materials. – 2025. – Т. 38. – №. 6. – С. 2063-2084.

[7] Бейдер Э. Я., Петрова Г. Н. Термопластичные связующие для полимерных композиционных материалов //Труды виам. – 2015. – №. 11. – С. 38-47.

[8] Zhandarov S. F., Pisanova E. V. The local bond strength and its determination by fragmentation and pull-out tests //Composites Science and Technology. – 1997. – Т. 57. – №. 8. – С. 957-964.

[9] Zhandarov S., Mäder E. Analysis of a pull-out test with real specimen geometry. Part I: Matrix droplet in the shape of a spherical segment //Journal of adhesion science and technology. – 2013. – Т. 27. – №. 4. – С. 430-465.

[10] Zhandarov S., Maeder E. Analysis of a pull-out test with real specimen geometry. Part II: the effect of meniscus //Journal of Adhesion Science and Technology. – 2014. – Т. 28. – №. 1. – С. 65-84.

Получение алюмооксидной керамической пасты и плотной керамики из нее методом лазерной стереолитографии (SLA)

Турченко М.В., Лебедева Ю.Е., Бутузов А.В., Ваганова М.Л., Светогоров К.И., Чайникова А.С.
НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, Москва

Аннотация. Рассмотрены возможности применения метода лазерной стереолитографии для получения керамических изделий из оксида алюминия. Приведены результаты разработки керамической пасты для получения керамики на основе оксида алюминия методом лазерной стереолитографии (SLA). Проведены сравнительные исследования физико-механических свойств образцов, полученных из импортной и разработанной керамических паст. Разработанная керамическая паста позволяет получать сложнопрофильные изделия из оксида алюминия методом лазерной стереолитографии, характеризующиеся свойствами на уровне лучших аналогов конструкционного назначения, получаемых традиционными методами: плотность 3,6-3,9 г/см^3, прочность при изгибе ≥ 300 МПа, твердость – 15,1-15,3 ГПа, коэффициент интенсивности напряжений – 5,2-5,9 МПа × м$^{1/2}$.

Obtaining alumina ceramic paste and dense ceramic from it by laser stereolithography (SLA)

M.V. Turchenko, Y.E. Lebedeva, A.V Butuzov, M.L. Vaganova,
K.I. Svetogorov, A.S. Chainikova
NRC «Kurchatovskiy Institute» - VIAM, Moscow, Russia

Annotation. The possibilities of using the laser stereolithography method for producing ceramic products from aluminum oxide are considered. The results of developing a ceramic paste for producing aluminum oxide-based ceramics using the laser stereolithography (SLA) method are presented. Comparative studies of the physical and mechanical properties of samples obtained from imported and developed ceramic pastes are carried out. The developed ceramic paste allows obtaining complex-shaped products from aluminum oxide using the laser stereolithography method, characterized by properties at the level of the best structural analogues obtained by traditional methods: density 3.6-3.9 g/cm3, bending strength ≥ 300 MPa, hardness – 15.1-15.3 GPa, stress intensity factor – 5.2-5.9 MPa × m1/2.

1 Введение

Одной из важнейшей задач современного материаловедения является получение керамических изделий сложной формы. Традиционные методы получения керамических изделий, такие как горячее прессование, шликерное литье, искровое плазменное спекание, холодное изостатическое прессование, не позволяют получать керамические изделия сложной формы без дополнительной механической обработки, которая усложняет процесс изготовления. Сложность механической обработки вызывают также некоторые виды поверхностей, которые тяжело получить из-за отсутствия оснастки для позиционирования изделия в станке. Для получения тонкостенных изделий с толщиной стенки менее 2 мм традиционные методы также малоприменимы ввиду высокой вероятности разрушения изделия при механическом воздействии обрабатывающего инструмента [1-3].

Для решения задачи получения керамических изделий сложной формы в настоящее время перспективно применение методов аддитивного производства (АП), которые позволяют исключить стадии механической обработки – промежуточную (до спекания) и финишную (после спекания). При этом уровень физико-механических свойств полученных методами аддитивного производства (АП) керамических материалов сопоставим с уровнем свойств материалов, полученных традиционными методами [4-7].

Одним из самых перспективных методов АП для получения керамических материалов является метод лазерной стереолитографии (SLA). Лазерная стереолитография – непрямой метод АП, представляющий собой послойное отверждение керамической пасты под воздействием УФ-излучения (рис .1). К достоинствам данной технологии можно отнести: сокращение сроков производства и себестоимости изделий в 3-5 раз, отсутствие

дополнительной оснастки, снижение трудоемкости процесса на 30%, коэффициента использования материала до 98%.

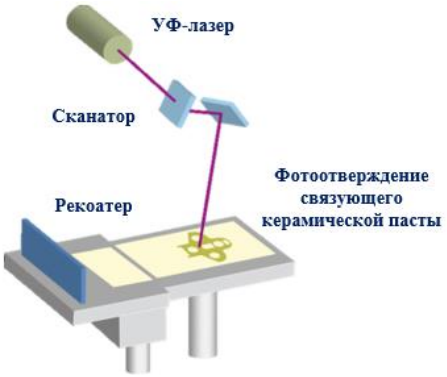


Рис. 1. Принцип метода лазерной стереолитографии (SLA)

В данной работе исследованы физико-механические свойства плотной керамики на основе оксида алюминия, полученной методом лазерной стереолитографии (SLA) из керамической пасты импортного производства и керамической пасты Оксолит разработки НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ.

2. Получение керамической пасты для 3D-печати методом лазерной стереолитографии

Получение керамической пасты для 3D-печати методом лазерной стереолитографии осуществлялось путем смешивания керамического порошка оксида алюминия и фотополимерного связующего.

В процессе получения керамической пасты для 3D-печати необходимо учитывать ее реологические характеристики, такие как вязкость и модуль сдвига. Вязкость является одним из определяющих факторов при получении керамических паст. В случае низкой вязкости паста при нанесении на рабочую поверхность становится тиксотропной, то есть растекается от механического воздействия, которое создает ракель при ее нанесении. При высоком значении вязкости паста становится дилатантной, то есть сжимается при динамическом воздействии. Проявление тиксотропии и дилатантности керамической пасты неизбежно, но при верно подобранном соотношении компонентов пасты и системы смачивающе-диспергирующих добавок влияние этих процессов можно минимизировать.

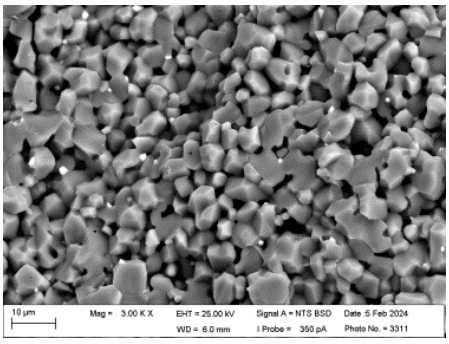
3 Результаты и обсуждение

Из разработанной керамической пасты, содержащей более 80 масс. % порошка оксида алюминия, была получена плотная керамика методом лазерной стереолитографии (SLA). Физико-механические и теплофизические характеристики полученной методом SLA керамики соответствуют уровню характеристик керамики из пасты импортного производства (таблица 1).

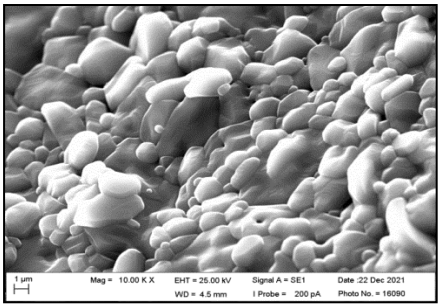
Табл. 1. Сравнение свойств керамики на основе Al_2O_3, полученной методом SLA из импортной керамической пасты и керамической пасты Оксолит разработки НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ

Характеристики	Образцы из керамической пасты Оксолит на основе Al_2O_3	Образцы из импортной пасты Al_2O_3
Плотность, г/см^3	3,6-3,9	3,7-3,8
Прочность при изгибе при 20 °С, МПа	233-312	275-350
Прочность при изгибе при 1550°С, МПа	75,7 ± 3,2	–
ТКЛР, (20-1600 °С), × 10^{-6} К$^{-1}$	8,47	8,55
Твердость, ГПа	15,3	16,4
Трещиностойкость (K_{1C}), МПа·м$^{1/2}$	5,9	4,0

На рисунке 2 приведена структура полученной плотной керамики из керамической пасты Оксолит на основе Al_2O_3 (2,а) и пасты импортного производства (2,б). Из рисунка 2,а и 2,б видно, что полученная керамика характеризуется высокоплотной мелкокристаллической структурой, что обеспечивает ее высокие физико-механические характеристики.



а



б

Рис. 2. Микроструктура керамики на основе оксида алюминия, полученной методом

SLA: а – образец, полученный из керамической пасты Оксолит разработки НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ; б – образец, полученный из пасты импортного производства.

На сегодняшний день в НИЦ «Курчатовский институт – ВИАМ» организован полный цикл керамического аддитивного производства, позволяющий получать сложнопрофильные керамические изделия из оксида алюминия и оксида циркония с уровнем свойств, сопоставимым с уровнем свойств изделий, полученных традиционными методами.

Список использованных источников

[1] Рогов В. А., Шкарупа М. И., Гришин Д. К. Сравнительный анализ механической обработки сверхтвердых керамических материалов // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. – 2008. - №. 2 – С. 15-21.

[2] Горелов В. А., Алексеев С. В. Особенности механической обработки деталей из керамических материалов // Известия Московского государственного технического университета МАМИ. – 2012. – Т. 2. - №. 2. – С. 64-67.

[3] Лукин Е. С., Макаров Н. А., Козлов А. И., Попова Н.А., и др. Современная оксидная керамика и области ее применения // Конструкции из композиционных материалов. – 2007. - №. 1. – С. 3-13.

[4] Черепанова М. В., Сковородников П. В., Хазеев А. А. Применение аддитивных технологий в производстве керамических изделий сложных форм // Научный альманах. – 2018. – №. 10-2. – С. 73-76.

[5] Сухарев Д. А., Шибанов К. С. Аддитивные технологии в производстве керамических изделий и летательных аппаратов // Творчество молодых-родному региону. – 2023. – С. 361-371.

[6] Черепанова М. В., Сковородников П. В., Хазеев А. А. Применение аддитивных технологий в производстве керамических изделий сложных форм // Научный альманах. 2018. №. 10-2. С. 73-76.

[7] Киселев М. М. и др. Опыт практического применения аддитивных технологий в производстве керамических изделий // Успехи в химии и химической технологии. 2017. Т. 31. №. 3 (184). С. 46-48.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ, ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ И КОРОБЛЕНИЯ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА, ИЗГОТОВЛЕННОЙ ПО ПРЕПРЕГОВОЙ ТЕХНОЛОГИИ

М.Э. Гритченко [1], М.В. Козлов [1], М.А, Гринев [2], А.А. Адамова [2]
[1] АО «ИНУМиТ», г. Москва, Россия
[2] АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, Россия

Работа посвящена моделированию остаточных напряжений и коробления рабочей лопатки вентилятора авиационного двигателя, выполненной из ПКМ. Проведено оценочное моделирование НДС замковой части лопатки. Показано, что для снижения напряжений, возникающих в замковой части в процессе охлаждения, целесообразно проводить извлечение лопатки из оснастки при температуре 100 °С. На втором этапе работы произведено моделирование коробления детали в полной постановке. В результате расчетов определены напряжения в каждом слое материала лопатки. Получены перемещения лопатки вследствие коробления. Произведено сравнение покоробленной формы изделия с формой изготовленных лопаток.

MODELING OF THE MANUFACTURING PROCESS, RESIDUAL STRESSES, AND WARPAGE OF A FAN BLADE MANUFACTURED USING PREPREG TECHNOLOGY

M.E. Gritchenko [1], M.V. Kozlov [1], M.A. Grinev [2], A.A. Adamova [2]
[1] JSC «INUMIT», Moscow, Russia
[2] JSC «ODK-Aviadvigatel», Perm, Russia

The study is devoted to modeling residual stresses and warpage in a fan working blade of an aircraft engine made of polymer composite material. An initial assessment of the stress-strain state in the root section of the blade was carried out. It was shown that, in order to reduce the stresses arising in the root area during cooling, it is advisable to remove the blade from the tooling at a temperature of 100 °C. In the second stage, full-scale warpage modeling of the component was performed. As a result, the stresses in each layer of the blade material were determined. Displacements of the blade caused by warpage were obtained. The simulated warped shape was compared with the actual shape of manufactured blades.

1 Введение

Изделия, изготавливаемые из полимерных композитных материалов (ПКМ), требуют точного учета остаточных напряжений, возникающих в процессе формования. Наличие в изделии внутренних напряжений может снижать ресурс изделия, инициировать разрушение и приводит к короблению детали – нежелательному изменению ее формы, затрудняющему эксплуатацию изделия. В литературе существует множество работ, посвященных методикам расчета и прогнозирования коробления композита [**Ошибка! Источник ссылки не найден.-Ошибка! Источник ссылки не найден.**].

Целью данной работы является оценка остаточных напряжений и моделирование коробления рабочей лопатки вентилятора авиационного двигателя, выполненной из ПКМ по препреговой технологии.

2 Оценка НДС замковой части лопатки

Для проведения оценочного расчёта НДС замковой части лопатки разработана и построена послойная модель сегмента замковой части лопатки, расположенного в сегменте оснастки. В ходе работы рассмотрено 3 расчетных случая:

- Охлаждение лопатки совместно с оснасткой со 180 °С до 100 °С.
- Охлаждение лопатки совместно с оснасткой со 180 °С до 20 °С.
- Охлаждение со 180 °С до 20 °С, лопатка извлечена из оснастки.

В результате расчета для каждого слоя получены напряжения, действующие в плоскости армирования и по нормали к ней, а также напряжения межслоевого сдвига. Показано наличие областей концентрации напряжений в замковой части заготовки лопатки. В

качестве примера на рисунке 1 приведена качественная картина напряжений, действующих по нормали к плоскости армирования.

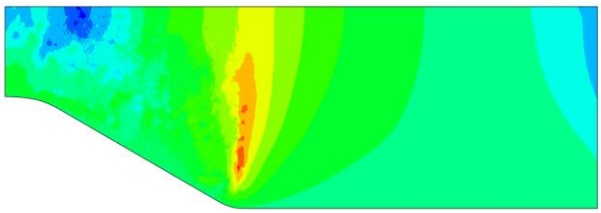


Рис. 1. Области концентрации напряжений σ_{33}

Также в расчетах показано, что напряжения, приводящие к возникновению и росту расслоений и растрескиваний однонаправленных слоев, достигают максимума в случае, когда лопатка охлаждается до комнатной температуры в оснастке. В связи с этим целесообразно производить разборку оснастки и извлечение лопатки при температуре 100 °C или выше, чтобы снизить воздействие оснастки на лопатку и предотвратить возможное возникновение или развитие дефектов в лопатке на этапе охлаждения.

3 Моделирование коробления лопатки

В рамках расчета коробления смоделирован процесс горячих подформовок групп слоев препрега лопатки. Так как изделие в области замка является толстостенным, оно требует промежуточных подформовок в автоклаве при повышенной температуре. В таком случае необходимо оценивать такой параметр, как время жизни препрега, так как при подформовках есть риск наступления гелирования связующего до их окончания.

В моделировании подформовок определен их оптимальный температурный режим, а также показано, что при его соблюдении гелирование связующего не произойдет не только при подформовках, но и вплоть до полного смыкания оснастки при отверждении изделия.

Результаты расчетов подформовок сквозным образом использовались для решения термомеханической задачи, моделирующей процесс формования детали. Задача решалась в полной постановке с учетом оснастки. Рассматриваемая задача является несвязанной и разделяется на две: тепловую и механическую.

В результате решения тепловой задачи определены поля температур и степени полимеризации в материале заготовки рабочей лопатки вентилятора в процессе промежуточных подформовок и отверждения. Эти данные затем передаются в механическую задачу. Все свойства композитных материалов, необходимые для решения тепловой и механической задачи, были получены в лаборатории АО «ИНУМиТ».

В ходе решения механической задачи определено напряженно-деформированное состояние детали в оснастке на всем процессе подформовок и отверждения, а также после охлаждения и извлечения из оснастки.

В результате решения механической задачи были получены напряжения, действующие во всех слоях лопатки в ходе ее формования, выявлены места концентрации технологических напряжений.

Определены перемещения лопатки после обрезки технологического припуска, вызванные остаточными напряжениями. Поле перемещений в результате коробления лопатки показано на рисунке 2.

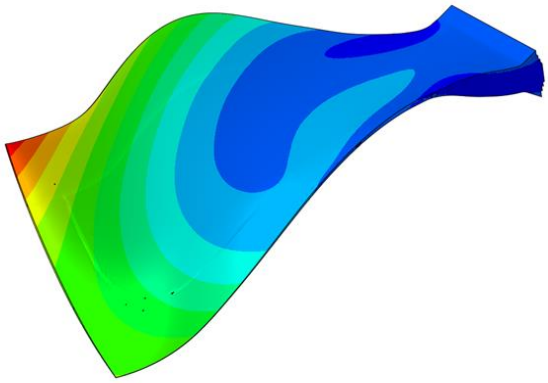


Рис. 2. Поле перемещений лопатки вследствие коробления после извлечения из оснастки и образки технологического припуска

По полученным перемещениям построены геометрические модели поверхностей лопатки, соответствующие состоянию после коробления. Они были сравнены с изготовленными лопатками вентилятора.

4 Заключение

В ходе работы выполнен оценочный расчёт напряжений в замковой части лопатки вентилятора. В результате расчёта определены напряжения межслоевого сдвига и нормальные напряжения в замковой части лопатки в процессе охлаждения в оснастке, а также после извлечения из оснастки (остаточные напряжения). Показано, что для снижения максимального уровня напряжений, возникающих в замковой части лопатки в процессе охлаждения, целесообразно проводить разборку оснастки и извлечение лопатки из оснастки при температуре 100 °C.

Проведен расчет коробления лопатки вентилятора в полной постановке. В результате моделирования процесса горячих подформовок групп

слоев изделия выбран оптимальный режим их проведения. Показано, что гелирование связующего материала лопатки не происходит при подформовках и до полного смыкания оснастки при отверждении.

В результате решения тепловой задачи определены зависимости температуры и степени полимеризации от времени для материла заготовки лопатки для всех этапов подформовок и для процесса отверждения.

В результате решения механической задачи определены напряжения в материале в процессе отверждения и охлаждения, а также остаточные напряжения после извлечения заготовки из оснастки и после обрезки технологического припуска. Определены перемещения лопатки вследствие коробления. С их помощью построены геометрические модели покоробленного изделия, произведено сравнение ее формы с изготовленными лопатками.

Список использованных источников

[1] Svanberg J. M. Predictions of Manufacturing Induced Shape Distortions – high performance thermoset composites / PhD Dissertation – Lulea: Lulea Institute of Technology, 2002. – 131 p.

[2] Zobeiry N. Viscoelastic Constitutive Models for Evaluation of Residual Stresses in Thermoset Composite During Cure / PhD Dissertation – Vancouver: The University of British Columbia, 2006. – 276 p.

[3] Belov D. A. et al. Curing processes simulation of complex shape carbon fiber reinforced composite components produced by vacuum infusion // Polym. Compos. – 2015. http://dx.doi.org/10.1002/pc.23403

[4] Козлов М. В., Шешенин С. В., Макаренко И. В., Белов Д. А. Моделирование влияния оснастки на конечную форму изделий из полимерного композита // Вычисл. мех. сплош. сред. – 2016. – Т. 9, № 2. – С. 145-161.

[5] Козлов М. В., Шешенин С. В., Бабкин А. В. и др. Моделирование формования композитов на основе термореактивных матриц // Вестник Воронежского государственного технического университета. — 2016. — Т. 12, № 6. — С. 11–17.

ВОЛОКНИСТЫЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ. СОВРЕМЕННОЕ И ФУНДАМЕНТАЛЬНОЕ ПРОШЛОЕ, РЕАЛЬНОЕ И УСТОЙЧИВОЕ НАСТОЯЩЕЕ, ПЕРСПЕКТИВНОЕ И ГЛОБАЛЬНОЕ БУДУЩИЕ

А.Ю. Олешко[1]
[1]АО «Композит», Московская область, Королев

Настоящая работа обосновывает применяемость и перспективность внедрения волокнистых металлических композиционных материалов в отрасли производства космической, авиационной и др. техники. В работе проведены исследования основных физико-механических свойств композиционных материалов на основе металлических матриц и высокопрочных высокомодульных неметаллических разматываемых волокон, а также сравнительный анализ уровня характеристик с существующими аналогами.

FIBROUS METAL COMPOSITE MATERIALS. MODERN AND FUNDAMENTAL PAST, REAL AND SUSTAINABLE PRESENT, PROMISING AND GLOBAL FUTURE

A.Y. Oleshko[1]
[1]JSC "Kompozit", Moscow region, Korolev, Russia

This work substantiates the applicability and prospects of the introduction of fibrous metal composite materials in the production of space, aviation and other equipment. The paper investigates the basic physical and mechanical properties of composite materials based on metal matrices and high-strength, high-modulus, non-metallic unwound fibers, as well as a comparative analysis of the level of characteristics with existing analogues.

1 Введение

Продукция из композиционных материалов на металлической основе, армированных высокопрочными высокомодульными неметаллическими волокнами, является перспективным классом изделий из конструкционных материалов. В настоящее время их производство приобрело устойчивый характер, в том числе благодаря восстановлению отечественного производства волокон (бора, карбида кремния и др.). Такие металлокомпозиты по удельной прочности и жесткости в 2-3 раза превосходят традиционные конструкционные металлические материалы - стали, алюминиевые и титановые сплавы, что определяет высокую эффективность применения продукции на их основе в части снижения веса конструкций [1].

2 Позиции применения волокнистых металлических композиционных материалов

В нашей стране наибольший прогресс достигнут в разработке, производстве и применении продукции из волокнистых металлокомпозитов на основе алюминия и неметаллических волокон бора [1]. Отечественный и зарубежный опыт показал, что одним из наиболее востребованных видов продукции из боралюминия являются трубчатые элементы, армированные в осевом направлении. Такого вида продукция из Al-B внедрена в состав высоконагруженных ферменных конструкций ряда отечественных космических аппаратов и уже в течение многих лет успешно используются, обеспечивая снижение веса конструкций на 20-40% по сравнению с аналогичными конструкциями из алюминиевых сплавов [1, 2].

На сегодняшний день разработка и создание жаропрочных, высоконагруженных конструкционных материалов является одной из приоритетных задач при проектировании новых видов космической, авиационной и др. техники. В свою очередь существует несколько способов повышения жаропрочности, наиболее распространенные из которых, это легирование более тугоплавкими металлами, введение фаз тугоплавких металлов (карбиды, нитриды, бориды и др.) или упрочнение жаропрочными волокнами. Стоит отметить, что наиболее термостабильными являются волокна карбида кремния (более 1800 ^{0}C) отличающиеся
высокой прочностью до 4000 МПа и одновременно низкой плотностью 3210 кг/м^3, что сделало их основным материалом для упрочнения никелевых/хромникелиевых, титановых и др. жаростойких сплавов [3].

К перспективным внедрениям можно отнести металлические композиционные материалы на основе тугоплавких матриц и разматываемых волокон Al_2O_3 с температурой плавления выше 2000 ^{0}C. Наиболее важным применением подобных материалов могут быть литые лопатки газотурбинных двигателей, работающих при высоких температурах и уровнях напряжений, близких к предельным для традиционных металлических сплавов [4].

3 Заключение

Целью данной работы является обоснование применяемости и перспективности внедрения волокнистых металлических композиционных материалов в отрасли производства космической, авиационной и др. техники.

В работе описаны позиции фундаментального прошлого, реального и устойчивого настоящего и перспективного будущего волокнистых металлические композиционных материалов. Проведены исследования физико-механических свойств материалов и сравнительный анализ уровня характеристик с существующими аналогами.

Список использованных источников

[1] А.Ю. Олешко. Управление качеством волокнистых металлокомпозитов на основе процессно-ориентированных моделей регулирования технологических операций производства продукции: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.23 / Олешко Алексей Юрьевич. - Королёв, 2020. - С. 5-13.

[2] E. Neubauer, E. Neubauer, H.G. Wulz, Ch. Edtmaier, I. Agote, A. Merstallinger, G. Mozdzen, V. Liedtke, N. Stelzer, V. Liedtke, N. Gamsjager Metal matrix composites (MMCS) as high performance metallic material. Financial, management and administrative proposall / Aerospace and advanced composites. - 2013. - Volume 1. - 46 p.

[3] S. Kyle-Henney, S. Kyle-Henney, S. Flitcroft, R. Shatwell, D. Gibbon, G. Voss, P. Harkness. Silicon carbide monofilament reinforced titanium composites for space structures a new material option / University of Glasgow School of engineering. - 2012. - 6 p.

[4] Е.Н. Каблов, Б.В. Щетанов, А.Н. Большакова, И.Ю. Ефимочкин, Е.М. Щербаков. Ниобий, армированный волокнами α-Al_2O_3. Авиационные материалы и технологии, 2021. - № 3 (64). - С. 58-77.

МОДИФИКАЦИЯ УГЛЕРОДНЫХ ВОЛОКОН ДЛЯ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ С МЕТАЛЛИЧЕСКИМИ МАТРИЦАМИ

Е.А. Трофименко [1], П.И. Нечаева [1], Д.И. Кривцов [1], К.Г. Алексеев[1], А.В. Нащокин[1]
[1] АО «ЮМАТЕКС»

В работе рассматриваются актуальные проблемы создания композитных материалов на основе углеродных волокон с металлическими матрицами. **Ключевая задача** исследования заключается в разработке технологии защиты углеродных волокон от растворения в металлической матрице при их пропитке. **Основным достижением** является разработка метода электрохимического осаждения металлических покрытий на поверхность углеродных волокон. Проведены исследования различных типов электролитов, в результате которых пирофосфатный электролит показал наилучшие результаты по равномерности и прочности покрытия. **Практическая значимость** работы подтверждается созданием экспериментальной установки для непрерывной металлизации углеродных волокон с производительностью 40–80 метров в сутки. Разработанная технология позволяет наносить защитные покрытия из меди и никеля, что открывает перспективы для промышленного применения в создании новых композитных материалов с улучшенными термомеханическими характеристиками. **Научная новизна** исследования заключается в решении проблемы совместимости углеродных волокон с металлическими матрицами, что позволит заполнить существующую нишу в области высокотемпературных композитных материалов.

MODIFICATION OF CARBON FIBERS FOR THEIR USE WITH METAL MATRICES

E.A. Trofimenko[1], P.I. Nechaeva[1], D.I. Krivtsov[1], K.G. Alekseev[1], A.V. Nashchokin[1]
1 JSC "UMATEX"

The paper discusses the current problems of creating composite materials based on carbon fibers with metal matrices. The key objective of the research is to develop a technology to protect carbon fibers from dissolution in a metal matrix during their impregnation. The main achievement is the development of a method for electrochemical deposition of metal coatings on the surface of carbon fibers. Studies of various types of electrolytes have been conducted, as a result of which the pyrophosphate electrolyte has shown the best results in uniformity and strength of the coating. The practical significance of the work is confirmed by the creation of an experimental installation for continuous metallization of carbon fibers with a capacity of 40-80 meters per day. The developed technology makes it possible to apply protective coatings made of copper and nickel, which opens up prospects for industrial applications in the creation of new composite materials with improved thermomechanical characteristics. The scientific novelty of the research lies in solving the problem of compatibility of carbon fibers with metal matrices, which will fill the existing niche in the field of high-temperature composite materials.

1 Введение

Композитные материалы на основе углеродных волокон являются активно развивающимся направлением в материаловедении. Данный наполнитель имеет свое широкое применение в первую очередь в авиации и ракетно-космической отрасли за счет высоких удельных физико-механических характеристик и коррозионной стойкости.

Углеродные волокна на сегодняшний день массово применяются с двумя основными типами матриц: полимерными и углеродными. Полимерные композиционные материалы (ПКМ) обладают высочайшими физико-механическими характеристиками при низком удельном весе, однако их ключевым недостатком является достаточно невысокая температура эксплуатации, которая за редким исключением не превышает 150 °С, что ограничивает возможность применения данных материалах в элементах двигателей современных летательных аппаратов.

Абсолютно обратную картину демонстрируют углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) Их главным достоинством является высочайшая термостойкость, позволяющая им работать продолжительное время на воздухе до 1000 °С, а в инертной среде до 2000- 2500 °С, но из-за достаточно пористой структуры, прочностные

характеристики данных материалов существенно ниже, чем у ПКМ.

По итогу, можно сказать, что сегодня имеется пустующая ниша в материалах на базе углеродных волокон. Заполнить ее может материал, способный к высокой реализации физико-механических характеристик при умеренных температурах (до 600-800°С).

Таким материалом, в представлении авторов, могут стать композиты с металлическими матрицами (КММ), а частности титановой и алюминиевой.

Однако существует ряд проблем, которые на сегодняшний день являются не решенными, и в первую очередь – это защита углеродного волокна от растворения в металле матрице при его пропитке, что приводит к образованию хрупкой фазы карбида металла, ухудшающей физико-механические характеристики будущего композита (Рис. 1)

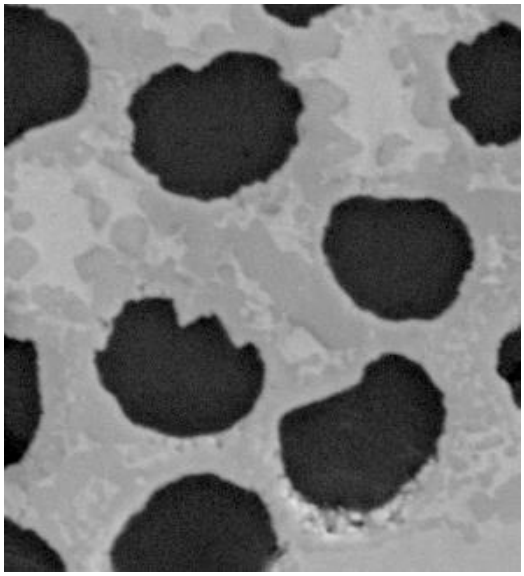


Рис. 1. Частичное растворение углеродного волокна при пропитке титановой матрицей

Анализ литературных данных по данной тематике показывает, что исследовательские группы по всему миру пытаются найти решение этой проблемы путем создания на поверхности углеродного волокна барьерных защитных покрытий. В качестве методик нанесения покрытий рассматриваются следующие способы:

1. Создание керамической оболочки на филаментах золь-гель методом [1-3];
2. Химическое осаждение не образующих карбидов металлов на поверхности волокна [4];
3. Электрохимическое осаждение не образующих карбидов металлов на поверхности волокна [5-7].

Как представители компании производителя углеродного волокна, при анализе направления развития технологий, авторы обязаны опираться в первую очередь на возможность масштабирования технологических решений до промышленного уровня. В связи с этим, методика электрохимического осаждения не образующих карбидов металлов была выбрана наиболее перспективной, в том числе исходя из следующих параметров:

1. Электрохимическое осаждение не требует дорогостоящих химических реактивов, таких как, например хлорид палладия или его аналоги, которые используют при химическом осаждении металлов на волокно.
2. Золь-гель технология требует высокотемпературную обработку волокон в вакуумных печах, что делает нереализуемой данную технологию в линиях непрерывного получения углеродного волокна.

С другой стороны, дополнительными аргументами «за» использование электрохимической обработки стало:

1. Изученность технологических процессов гальванической обработки материалов;
2. На стандартных линиях производства углеродных волокон на предприятиях под управлением АО «ЮМАТЕКС» уже имеется необходимое оборудование для проведения электрохимических процессов (гальванические ванны, источники тока, промывочные ванны, сушильные устройства), поскольку углеродные волокна на конечной стадии их получения подвергаются электрохимической модификации поверхности в непрерывном режиме.

Исходя из вышесказанного, было принято решение о развитии тематики модификации поверхности углеродных волокон путем электрохимического осаждения на его поверхности слоя, не образующего карбидов металла.

В данном докладе демонстрируются результаты научных разработок компании АО «ЮМАТЕКС» по созданию углеродных волокон с барьерным покрытием.

2 Результаты и обсуждение

Авторами доклада опробованы стандартные составы классических электролитов меднения на отрезках углеродных волокон в элементарной гальванической ячейке. В качестве таких электролитов выступили сернокислый и пирофосфатный тип электролита. Использование данных электролитов было связано с их простотой приготовления и контроля состава.

Сернокислый электролит в широких диапазонах плотностей тока, а также с учетом варьирования состава добавок не позволил получить равномерности покрытия углеродных волокон. Результата не дало так же и варьирование температурных параметров и интенсивности перемешивания. Более того, авторами была применена методика получения площеной ленты из углеродного волокна UMT49S-12k шириной 25 мм для ее дальнейшей металлизации с надеждой на то, что качество покрытия ленты улучшится в сравнении с обычным волокном. Однако, в результате такой работы, покрытия из сернокислых электролитов оставались такими же механическими не прочными и осыпались с поверхности волокон при малейшем воздействии на них (Рис.2).

Рис. 2. Пример низкого качества покрытия ленты площеного углеродного волокна UMT49S-12k с использованием сернокислого электролита

На основании проделанной работы было проанализировано, что применение сернокислого электролита с высокой кроющей способностью, но с относительно невысокой рассеивающей способностью не перспективно.

С учетом этого понимания, требовалось использовать электролит с высокой рассеивающей способностью, поскольку углеродное волокно имеет достаточно высокую площадь поверхности. Таким электролитом стал пирофосфатный электролит.

Использование пирофосфатного электролита с определенными добавками позволило существенно повысить равномерность нанесения медного покрытия на поверхность. Более того, получаемое покрытие было механически прочным, что удалось подтвердить механическими испытаниями волокон с медным слоем (Рис. 3). Медь на поверхности волокна имела характерный металлический блеск, что говорило о мелкодисперсном покрытии и высоком качестве нанесения.

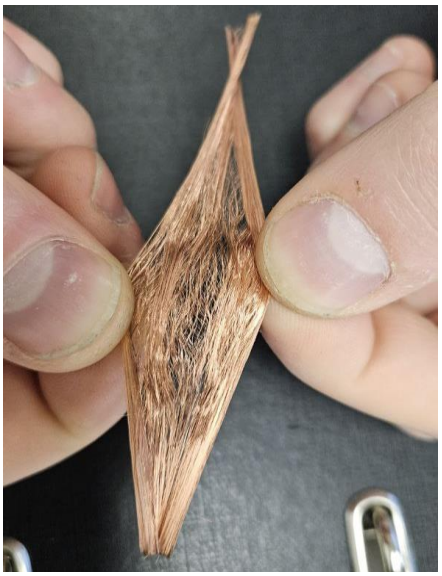


Рис. 3. Качество покрытия углеродного волокна UMT49S-12k с использованием пирофосфатного электролита

Стоит отметить, что пирофосфатный электролит привнес не только внешние качественные изменения на волокно, но также удалось стабилизировать и получить покрытие на каждом отдельном филаменте, подтверждаемое результатами микроскопии (Рис. 4).

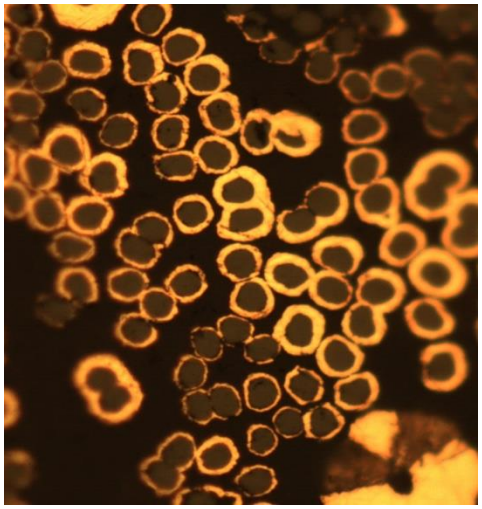


Рис. 4. Микрофотография образцов углеродных волокон с медным покрытием

Дальнейшее развитие технологии требовало масштабирования процесса и получение непрерывного волокна для определения стабильности процесса и получения информации о поведении состава электролита в течении времени. Для решения этой задачи исследовательской группой была спроектирована, построена и запрограммирована установка непрерывной металлизации волокон. В веду того, что окончательные требования к установке было невозможно сформулировать из-за недостатка

информации, устройство изначально проектировалось в компактном корпусе по принципу «конструктора» с высоким потенциалом модернизации, как по конструкции, так и по программному обеспечению. В результате проделанной работы появилась возможность наработки углеродных волокон с металлическим покрытием с производительностью 40-80 метров в сутки, что достаточно для исследовательских целей (Рис. 5).

Рис. 5. Образец непрерывного углеродного волокна UMT49S-12k с медным защитным покрытием.

3 Заключение

На сегодняшний день, исследовательской группе АО «ЮМАТЕКС» работающей по направлению модификации поверхности углеродных волокон удалось разработать технологию нанесения металлических покрытий на поверхность углеродных волокон для их последующего применения в металлических матрицах. Научные и инженерные изыскания позволили модифицировать установку непрерывной металлизации и получать образцы волокон с защитным слоем не только меди, но и никеля. Кроме того, проведен эксперимент по масштабированию технологии металлизации на одном из предприятий, входящих в контур управления АО «ЮМАТЕКС», который подтвердил возможность масштабирования технологии и дал понимание о требованиях к промышленному оборудованию металлизации углеволокна.

Список использованных источников

[1] Zhu, Chengnan; Su, Yishi; Zhang, Di; Ouyang, Qiubao . (2020). Effect of Al2O3 coating thickness on microstructural characterization and mechanical properties of continuous carbon fiber reinforced aluminum matrix composites. Materials Science and Engineering: A, (), 139839–. doi:10.1016/j.msea.2020.139839.

[2] Gallyamova R. F., Galyshev S. N., Musin F. F., Dokichev V. A., Badamshin A. G. Investigation of protective coatings for carbon fibers by the sol-gel method // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 284. P. 1242–1247. DOI: 10.1088/1757-899X/284/1/012042. P. V. Soloviev, R. F. Gallyamova, A. I. Gomzin, The influence of barrier coating parameters on the strength of metal matrix composites, Letters on Materials 9 2019 360-365.

[3] Галямова Р.Ф. Упрочнение углеалюминиевых композитов на основе нанесения барьерных покрытий на углеродные волокна с использованием золь-гель технологии: автореф. дис. канд. техн. наук: 2.6.17 / Галямова Р.Ф.; Уфимский государственный нефтяной технический университет. 2024. – 24 с.

[4] Сыркин, В. Г. CVD-метод. Химическая парофазная металлизация / В. Г. Сыркин. – Москва : Наука, 2000. – 496 с. : ил. – ISBN 5-02-001683-7.

[5] Weidong Han;Xin Qian;Hongbo Ma;Xuefei Wang;Yonggang Zhang (2021). Effect of nickel electroplating followed by further copper electroplating on the micro-structure and mechanical properties of high modulus carbon fibers. Materials Today Communications, (), –. doi:10.1016/j.mtcomm.2021.102345.

[6] Park, S.-J., & Jang, Y.-S. (2001). Interfacial Characteristics and Fracture Tough-ness of Electrolytically Ni-Plated Carbon Fiber-Reinforced Phenolic Resin Matrix Composites. Journal of Colloid and Interface Science, 237(1), 91–97. doi:10.1006/jcis.2001.7441.

[7] Moustafa, S. F., Youssef, N. A.-H., & Khattab, N. M. (2003). Morphology and interfacial adhesion strength of Cu-coated carbon fibres. Canadian Metallurgical Quarterly, 42(4), 483–488. doi:10.1179/cmq.2003.42.4.483.

МЕЖФАЗНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ НА ГРАНИЦЕ РАЗДЕЛА Ti-C В МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ

Д.В. Сидоров, В.М. Серпова, Е.И. Курбаткина
НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, Москва,

Рассмотрено межфазное взаимодействие на границе раздела Ti-C в металлических композиционных материалах, состоящих из матричного сплава на основе титана и упрочняющего компонента в виде волокна карбида кремния. Изучено взаимодействие на границе раздела Ti-C с использованием отечественных титановых сплавов классов α+β и псевдо α. Установлено, что на стадии изготовления образцов системы Ti-C происходит межфазное химическое взаимодействие и образование реакционных слоев, состоящих из областей мелких наноразмерных кристаллов и крупных зерен.

INTERPHASE INTERACTION AT THE Ti-C INTERFACE IN METALLIC COMPOSITE MATERIALS

D.V. Sidorov, V.M. Serpova, E.I. Kurbatkina
NRC «Kurchatov Institute» – VIAM, Moscow, Russia

The interphase interaction at the Ti-C interfaces in metallic composite materials consisting of a matrix titanium-based alloy and a reinforcing component in the form of silicon carbide fiber is considered. The interaction at the Ti-C interface is studied using domestic titanium alloys of the α+β and pseudo-α classes. It has been established that at the stage of manufacturing samples of the Ti-C system, interphase chemical interaction and the formation of layers consisting of areas of small nano-sized crystals and large grains occur.

1 Введение

На механические свойства и эксплуатационные характеристики деталей из металлических композиционных материалов (МКМ) оказывает существенное влияние межфазное взаимодействие на границе раздела матричный сплав - упрочняющий компонент.

При рассмотрении МКМ, состоящих из матричного сплава на основе титана и упрочняющего компонента в виде волокна карбида кремния, можно выделить границу раздела матрица/волокно. На стадии изготовления детали из МКМ или в процессе воздействия высоких температур при эксплуатации происходит химическое взаимодействие титановых сплавов и волокон карбида кремния, что приводит к структурным изменениям в материале и изменению механических характеристик. Для оценки влияния такого взаимодействия и возможности протекания твердофазных химических реакций рассматривают системы Ti-C, Ti-SiC, Ti-Si, Ti-Si-C, в которых могут быть образованы карбиды и силициды титана, а также карбосилициды титана [1]. В случае использования в качестве армирующего наполнителя волокон карбида кремния без дополнительного покрытия основной химической реакцией будет реакция (1), представленная ниже.

$$\frac{8}{3}Ti + SiC \rightarrow TiC + \frac{1}{3}Ti_5Si_3 \quad (1)$$

В качестве других силицидов рассматривают возможность образования $TiSi_2$, TiSi, Ti_5Si_4, Ti_3Si. При этом, низкую вероятность обнаружения Ti_3Si_2 связывают с очень коротким временем ее существования. Это объясняется тем, что сначала образуется троичная система Ti_3SiC_2, которая затем трансформируется в две бинарные фазы: TiC и Ti_5Si_3 [2]. Также могут протекать и другие химические реакций, представленные в виде уравнений реакций (2)-(7).

$$Ti + C \rightarrow TiSiC_2 \quad (2)$$
$$Ti + SiC \rightarrow TiC + Si \quad (3)$$
$$Ti + SiC \rightarrow TiSi + C \quad (4)$$
$$3Ti + Si + 2C \rightarrow Ti_3SiC_2 \quad (5)$$
$$9Ti + 5Si + 3C \rightarrow Ti_3SiC_2 + Si + TiC + Ti_5Si_3 \quad (6)$$
$$Ti_3SiC_2 \rightarrow 3TiC_x + Si \quad (7)$$

При использовании в качестве армирующего наполнителя волокон карбида кремния с дополнительным покрытием из углерода основной химической реакцией будет реакция (8).

$$Ti + C \rightarrow TiC \quad (8)$$

В ходе протекания реакции (8) углерод реагирует с титаном до тех пор, пока полностью не израсходуется. Впоследствии титан диффундирует через образовавший реакционный слой TiC и реагирует с карбидом кремния по ранее приведенным химическим реакциям (1) – (7).

Опираясь на результаты исследований зарубежных авторов, можно сделать вывод, что наиболее востребованными для изготовления рассматриваемых МКМ являются следующие титановые сплавы различных классов: Ti-15-3; β-21S; Ti-6-4; Ti-6-2-4-6; Ti-1100; IMI 834; Ti–48Al–2Cr–2Nb. При этом, химическое взаимодействие на границе раздела матрица/волокно при схожих условиях приводит к образованию реакционного слоя разной толщины. В работе [3] выдвинуто предположение, что при увеличении содержания элементов в матричном сплаве его реакционная способность понижается. Для титановых β-сплавов обнаружена меньшая реакционная способность чем для (α+β)-сплавов. Более высокой стабильностью обладают алюминиды титана. С учетом этого, понижение химической стойкости различных классов титановых сплавов по отношению к волокну карбида кремния можно представить в виде ряда ниже:

TiAl > β-Ti > (α+β)-Ti > чистый Ti

2 Обсуждение результатов

Представленные выше литературные о системе Ti-C, свидетельствуют о многообразии твердофазных химических реакций, происходящих на границе раздела фаз при изготовлении и эксплуатации МКМ, состоящих из матричного сплава на основе титана и упрочняющего компонента в виде волокна карбида кремния.

В связи с отсутствием исследований межфазного взаимодействия с отечественными титановыми сплавами на границе раздела Ti-C представляет практический интерес изучения такого межфазного взаимодействия. В связи с этим, были изготовлены образцы из отечественных титановых сплавов классов α+β, псевдо α и графита методом порошковой металлургии и термодиффузионного объединения. В качестве титановых сплавов α+β класса использовали сплав ВТ6, ВТ8. Условия изготовления исследуемых образцов выбраны исходя из технологических особенностей выбранных сплавов. В результате проведенных исследований установлено, что уже на стадии изготовления образцов на границе раздела Ti-C имеет место межфазное взаимодействие с образованием реакционного слоя [4].

Исследование реакционного слоя позволило выявить две характерные области во всех образцах: расположенная ближе к углероду область мелких кристаллов с размером 10 – 50 нм, ближе к титановому сплаву - область крупных зерен с размером 100 – 500 нм. Средняя толщина реакционного слоя варьируется в зависимости от титанового сплава и составляет для сплава ВТ6 ~890 нм, для ВТ8 ~970 нм, для ВТ20 ~510 нм. При дополнительной термообработке исследуемых образцов наблюдается увеличение толщины реакционного слоя за счёт роста крупных зёрен карбидов титана. При термообработке образцов со сплавом ВТ8 в течение 3 и 6 часов при температуре 900 °C средняя толщина реакционного слоя составляет 1,5 мкм и 1,9 мкм соответственно. Для образцов со сплавом ВТ20 при тех же условиях термообработки средняя толщина реакционного слоя составляет 1,2 мкм и 1,7 мкм соответственно. Термообработка при температуре 500 °C образцов со сплавом ВТ6 в течение 50 часов привела к незначительному увеличению реакционного слоя, средняя толщина которого составила 1,0 мкм. Полученные данные по толщине реакционного слоя позволяют сделать вывод о более высокой химической стойкости титанового сплава класса псевдо α, по сравнению со сплавами α+β класса. Для всех исследованных образцов с титановыми сплавами классов α+β и псевдо α характерно образование схожих по строению реакционных слоев, состоящих из четко выраженных областей мелких кристаллов и крупных зерен.

Область мелких кристаллов представляет собой плотно прилегающие друг к другу наноразмерные кристаллы, при этом мелкие кристаллы размером от 10 нм прилегают к области углерода, а более крупные кристаллы размером до 50 нм расположены ближе к титановому сплаву. Анализ дифракционный картины позволил точно идентифицировать кристаллическую решетку наноразмерных кристаллов – гексагональную гранецентрированную с периодом a=4.33Å. Данные параметры характерны для структуры TiC.

Область крупных зерен составляет основную толщину реакционного слоя и представляет собой плотно прилегающие друг к другу кристаллы, размером от 100 до 500 нм. При термообработке наблюдается рост отдельных зерен за счет поглощения соседних. Анализ электронограмм на различных осях зон позволил выявить гексагональный тип кристаллической решётки с параметрами: a = 6.12 Å, c = 14.9 Å, γ = 120°. Методом санирующей электронной микроскопии с энергодисперсионной спектроскопией проведен анализ элементов и определено содержание углерода в крупных зёрнах, которое составляет около 40 ат. %. Полученные данные по типу кристаллической решетки, ее параметрам и содержанию элементов позволили сделать вывод о структуре Ti_8C_5.

Таким образом, в отличие от ранее проведённых исследований химического взаимодействия и структурных превращений в аналогичных системах Ti-C установлено, что реакционный слой с более грубой кристаллической структурой представляет собой Ti_8C_5.

3 Заключение

Проведенные исследования позволяют сделать вывод, что уже на стадии изготовления образцов из отечественных титановых сплавов классов α+β, псевдо α и графита методом порошковой металлургии и термодиффузионного объединения происходит межфазное химическое взаимодействие на границе раздела Ti-C с образованием реакционных слоев, состоящих из четко выраженных областей наноразмерных и более крупных кристаллов. Полученные результаты исследований коррелируют с

литературными данными, приведенными зарубежными исследователями по химической стойкости различных классов титановых сплавов.

Результаты межфазного взаимодействия на границе раздела Ti-C могут быть использованы при моделировании химического взаимодействия на границе раздела матричный сплав - упрочняющий компонент в ходе изготовления и эксплуатации МКМ с отечественными титановыми сплавами марок ВТ6, ВТ8, ВТ20.

Список использованных источников

[1] Gorsse S., Petitcorps Y. A new approach in the understanding of the SiC/Ti reaction zone composition and morphology // Composites. Part A. 1998. V.29. P.1221-1227.

[2] Baker A. M., Grant P. S., Jenkins M.L. The response of SiC fibres to vacuum plasma spraying and vacuum hot pressing during the fabrication of titanium matrix composites // Journal of Microscopy.1999. V. 196. P. 162–174.

[3] Guo Z., Derby B. Chemistry effect on interface microstructure and reaction in titanium-based composites // Composites. 1994. V.7. P.630-636.

[4] Сидоров Д.В., Серпова В. М., Заводов А. В., Шавнев А. А. Исследование межфазного взаимодействия на границе раздела в системе Ti-C с отечественными титановыми сплавами классов α+β и псведо-α // Физика и химия обработки материалов. 2020. № 5. С. 75-81.

О ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ПРОЧНОСТИ УГЛЕАЛЮМИНИЕВОГО КОМПОЗИТА

С.Н. Галышев
ИФТТ РАН, Черноголовка

Цель настоящей работы – исследование механических свойств при повышенной температуре углеалюминиевого композита с матрицей легированной висмутом. В докладе обсуждается влияние температуры на деформационное поведение композита и процессы, происходящие на границе раздела между матрицей и волокном при повышение температуре.

ON HIGH-TEMPERATURE STRENGTH OF CARBON FIBER/ALUMINUM MATRIX COMPOSITE

S.N. Galyshev
ISSP RAS, Chernogolovka

The purpose of this work is to study the mechanical properties at elevated temperatures of carbon-aluminum composite with a bismuth-doped matrix. The report discusses the effect of temperature on the deformation behavior of the composite and the processes occurring at the interface between the matrix and the fiber with increasing temperature.

1 Введение

Композиты с алюминиевой матрицей армированной углеродным волокном (углеалюминий, УАК) в перспективе представляют большой интерес с точки зрения эффективной замены алюминиевых сплавов в элементах силовых конструкций благодаря своей прочности, которая может превышать прочность алюминиевых сплавов в 3-4 раза [1]. Также упомянутый композит, благодаря прочности матрицы на сдвиг и трещиностойкости композита в целом, может быть использован в качестве эффективной замены углепластика в ответственных конструкциях.

Вместе с тем, помимо прочностных свойств при нормальных условиях, УАК представляет особый практический интерес с точки зрения его применения при повышенных температурах. Известно, что прочностные свойства абсолютного большинство алюминиевых сплавов существенно снижаются с ростом температуры. Это связанно с активацией диффузии и, как следствие, более легкому движению дислокаций. По этой причине, температура эксплуатации алюминиевых сплавов, как правило, не превышает 250 – 300 °C. При этом наиболее жаропрочные сплавы при температуре 250 °C имеют пределы σВ и σ0,2 не более 290 и 240 МПа (сплав Д19-Т), соответственно, [2]. Примерно те же прочностные свойства при повышенной температуре имеют западные сплавы 5083 (аналог АМг5), 6061 (аналог Д35) [3], 7075 (аналог В95) [4] и 2618 (аналог АК4) [5].

УАК может стать решением проблемы низких прочностных свойств алюминиевых сплавов при повышенных температурах благодаря углеродному волокну, свойства которого в значительной меньшей мере подвержены влиянию температуры. Несмотря на то, что на сегодняшний день имеется не мало знаний о технологии получения и свойствах углеалюминиевых композитов при комнатной температуре, о высокотемпературных свойствах такого композита известно лишь несколько работ, которые освещаются в тексте доклада.

Цель настоящей работы – исследование механических свойств при повышенной температуре углеалюминиевого композита с матрицей легированной висмутом. В докладе обсуждается влияние температуры на деформационное поведение композита и процессы, происходящие на границе раздела между матрицей и волокном при повышение температуре.

2 Результаты

Проведены серии испытаний на изгиб двух однонаправленных композитов в виде проволок диаметром 500 мкм с матрицами из технически чистого алюминия и из алюминия с добавкой 0.5ат.% висмута в диапазоне температур от 25°C до 600°C.

Проанализированы особенности кривых сила-прогиб и напряжение-деформация, методами сканирующей электронной микроскопий исследованы внешние формы разрушения, поверхности разрушения и распределения висмута. Построены графики зависимости от температуры средних модуля упругости, предела прочности, деформации при разрушении и работы разрушения, проведено сравнение свойств и форм разрушения двух материалов с разными матрицами. Проанализированы физико-химические и механические процессы приводящие к понижению прочности композита с висмутом при температурах выше 300°C.

На рисунке 1 приведены зависимости прочности углеалюминиевых композитов и некоторых алюминиевых сплавов от температуры.

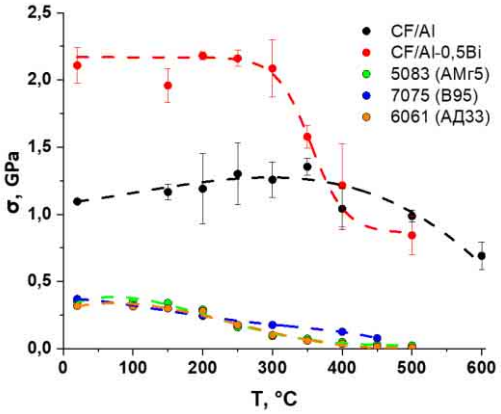


Рис. 1. Зависимости прочности от температуры углеалюминиевых композитов и некоторых алюминиевых сплавов.

3 Заключение

Получена высокопрочная углеалюминиевой проволока, сохраняющая свои свойства при повышенных температурах вплоть до 300°C и обладающей прочностью нее ниже 0.8 ГПа при 500°C. Эта проволока может использоваться для армирования изделий из алюминия и его сплавов для эксплуатации при повышенных температурах.

Список использованных источников

[1] Galyshev, S., Atanov, B. The Dependence of the Strength of a Carbon Fiber/Aluminum Matrix Composite on the Interface Shear Strength between the Matrix and Fiber. Metals, 2022, vol. 12, pp. 1753. https://doi.org/10.3390/met12101753

[2] Колобнев Н.И. Жаропрочность алюминиевых деформируемых сплавов // Авиационные материалы и технологии. 2016. № 1 (40). С. 32–36. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-1-32-36.

[3] Summers, P. T., Chen, Y., Rippe, C. M., Allen, B., Mouritz, A. P., Case, S. W., & Lattimer, B. Y. Overview of aluminum alloy mechanical properties during and after fires. Fire Science Reviews, 2015, vol. 4(1). doi:10.1186/s40038-015-0007-5

[4] Gu, R., Liu, Q., Chen, S., Wang, W., & Wei, X. Study on High-Temperature Mechanical Properties and Forming Limit Diagram of 7075 Aluminum Alloy Sheet in Hot Stamping. Journal of Materials Engineering and Performance, 2019 doi:10.1007/s11665-019-04436-x

[5] Kun, M., Tingting, L., Ya, L., Xuping, S., & Jianhua, W. Study on Strengthening and Toughening Mechanisms of Aluminum Alloy 2618-Ti at Elevated Temperature. High Temperature Materials and Processes, 2018, vol. 37(1), pp.9–15. doi:10.1515/htmp-2015-0226

ЭВОЛЮЦИЯ НАНОСТРУКТУРЫ КАРБИДОКРЕМНИЕВЫХ ВОЛОКОН ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ТЕРМООБРАБОТКИ

М.А. Венков[1], П.А. Тимофеев[1], К.А. Князев[1], А.Б. Морозова[1], А.Е. Пылаев[1]
[1] АО «Композит», Московская область, Королёв

Работа посвящена изучению проблем совместимости керамических карбидокремниевых волокон с режимами формирования керамической матрицы композиционного материала, а также поиску путей их решения. В материале устанавливаются зависимости физико-механических характеристик и температурной стабильности SiC-волокон от условий пиролиза полимерных волокон-предшественников. С использованием современных методов исследования состава и структуры материала были выявлены требования к процессу термообработки поликарбосиланового волокна для получения карбидокремниевого волокна, пригодного для армирования ККМ состава SiC_f/SiC_m.

EVOLUTION OF THE NANOSTRUCTURE OF SILICON CARBIDE FIBERS UNDER VARIOUS HEAT TREATMENT CONDITIONS

M.A. Venkov[1], P.A. Timofeev[1], K.A. Knyazev[1], A.B. Morozova[1], A.E. Pylaev[1]
[1] JSC «Kompozit», Moscow region, Korolev

The work is devoted to studying the compatibility issues of ceramic silicon carbide fibers with the formation modes of the ceramic matrix of composite materials, as well as finding ways to solve them. The material establishes the dependencies of the physical and mechanical characteristics and temperature stability of SiC-fibers on the pyrolysis conditions of polymer precursos fibers. Using modern methods of studying the composition and structure of the material, the requrements for the heat treatment process of polycarbosilane fiber to obtain silicon carbide fiber suitable for reinforcing CMC of the composition SiC_f/SiC_m were indentified

1 Введение

Газотурбинная техника в своем развитии достигла уровня, когда модификация и улучшение конструкции, при неизменности существующих материалов, уже не значительно улучшает технические характеристики двигательных установок (ДУ). При этом существенный расхода воздуха на охлаждение теплонагруженных узлов турбины снижает эффективность ДУ в целом, усложняет конструкцию, требует дополнительных устройств и воздуховодов, ухудшает массовые показатели летательного аппарата. Применение не требующих охлаждения конструкционных высокотемпературных неметаллических материалов один из перспективных вариантов развития газотурбинной техники на пути к шестому поколению двигателей.

Повышенный уровень рабочих температур до 1500 °C в сочетании с меньшей плотностью и лучшей стойкостью к коррозии и эрозии позволяет говорить о перспективах применения керамоматричных композиционных материалов (ККМ) в конструкции теплонагруженных узлов ДУ [1].

Для применения в новом поколении газотурбинных двигателей (ГТД) наиболее перспективным является ККМ состава SiC_f/SiC_m. В данный момент применение ККМ ограничено рядом проблем. Одна из них – деградация армирующих волокон в течение длительных процессов нанесения защитного покрытия, формирования матрицы и эксплуатации из-за содержания кислорода и избыточного углерода в структуре керамики.

Данное исследование посвящено установлению зависимостей физико-механических характеристик и температурной стабильности SiC-волокон от условий пиролиза полимерных волокон-предшественников.

В качестве объекта исследования выбрано отечественное SiC-волокно производства АО «Композит». В данной работе изучены механизмы реакций и фазовых превращений в структуре поликарбосиланового волокна, протекающих в процессе термообработки при различных условиях. При этом особое внимание уделяется химическому составу волокон.

2 Заключение

Исследование характеристик полученных экспериментальных образцов с помощью современных методов оптической и электронной микроскопии, рентгенографии, газоанализаторов, разрывной машины позволяет сформировать требования к процессу термообработки поликарбосиланового волокна для получения карбидокремниевого волокна, пригодного для армирования ККМ состава SiC_f/SiC_m.

Исследования подобного плана должны лечь в основу внедрения ККМ состава SiC_f/SiC_m в конструкцию современных отечественных газотурбинных двигателей.

Список использованных источников

[1] Каблов Е. Н. и др. Перспективные высоко-температурные керамические композиционные материалы //Российский химический журнал. – 2010. – Т. 54. – №. 1. – С. 20-24.

Подход к изготовлению SiC/C-SiC методом низкотемпературного силицирования

К.В. Петровская, В.А. Волкова, П.А. Тимофеев

АО «Композит», Королев

Аннотация. В статье представлены результаты исследования влияния природы углеродной матрицы на реакционную способность с кремнием при изготовлении матрицы $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ методом низкотемпературного силицирования. Показано, что фазовый состав керамический матрицы существенно зависит от метода формирования и содержания углеродной части матрицы. Определены параметры SiC_f/C_m заготовки производства АО «Композит» для получения $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с минимальным содержанием свободного Si в составе матрицы.

An approach to the production of SiC/C-SiC by the low-temperature liquid silicon infiltration method

K.V. Petrovskaya, V.A. Volkova, P.A. Timofeev

JSC «Kompozit», Korolev, Russia

Abstract. The article presents the results of a study of the influence of the carbon matrix nature on the reactivity with silicon in the production of $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ by the low-temperature liquid silicon infiltration method. It is shown that the phase composition of the ceramic matrix depends significantly on the formation method and content of the carbon part of the matrix. The parameters of SiC_f/C_m of the blank produced by JSC «Kompozit» for obtaining $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ by the low-temperature liquid silicon infiltration method with a minimum content of free silicon are determined.

1 Введение

Керамоматричные композиционные материалы (ККМ), армированные карбидокремниевым волокном, перспективны в качестве материалов для создания составных элементов двигательных установок, включая авиационные газотурбинные двигатели (надроторная вставка, лопатки турбины, камера сгорания). Их применение обусловлено уникальным сочетанием свойств: малый удельный вес, высокотемпературная прочность, высокая термостойкость, стойкость к окислению и эрозии, сопротивление ползучести. Термонагруженные узлы, изготовленные из ККМ, не требует сложных систем охлаждения, которые необходимы в случае применения жаропрочных сплавов, что повышает топливную эффективность и рабочую температуру, а также снижает вес турбинных систем. Наиболее известным представителем такого класса материалов является HiPerComp компании General Electric, который применяется в газотурбинных двигателях GE9x. Также известно, что материал SiC_f/SiC_m был внедрен в двигателях LEAP в качестве кожуха турбин высокого давления [1-3].

В зависимости от метода формирования керамической матрицы различают газо- и жидкофазные методы. Эффективным методом изготовления $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ является жидкофазный метод силицирования в виду его экономических и временных преимуществ относительно других методов изготовления. Процесс силицирования заключается в объемной пропитке пористого углеродсодержащего материала расплавом кремния (Si) под действием капиллярных сил, что сопровождается образованием карбида кремния (SiC) за счет взаимодействия углерода из матрицы с расплавом. Структурные характеристики (величина объема пор, размер и конфигурация пор, их распределением по всему объему, доступность для проникновения расплава) являются одними из основных параметров, влияющих на процесс силицирования. Избыток порового объема и увеличение размера сечения отдельных пор приводят к повышению объема свободного Si, недостаток объема пор – к преждевременной их закупорке с образованием непрореагировавших объемов углеродной матрицы. Оптимальным результатом силицирования является практически беспористый ККМ с однородно распределенным в нем SiC.

К наиболее характерным дефектам ККМ, получаемых методом силицирования, относятся: неоднородность состава в объеме керамической матрицы с зонами неполного превращения, а также наличие открытых и закрытых пор. Содержание свободного Si в матрице значительно снижает механические свойства и негативно

сказывается на работоспособности ККМ при рабочих температурах. Снижение доли остаточного Si может быть достигнуто за счёт подбора технологических параметров силицирования (температура, скорость нагрева, время выдержки, среда) и прекурсоров для формирования углеродной матрицы и их дальнейшего взаимодействия с расплавом Si [4-7].

Для формирования керамической матрицы методом жидкофазного силицирования необходимо предварительное формирование жертвенного матричного углерода в SiC-заготовке для реакции с расплавом Si и образования SiC. Углеродная матрица может быть получена, например, жидкофазной пропиткой SiC-заготовок различными термореактивными (эпоксидная, полиимидная, фурановая, фенолформальдегидная смолы) и термопластичными (каменноугольный пек) полимерными прекурсорами с последующим пиролизом или при газофазном осаждении пиролитического углерода. Преимущества газофазного метода заключаются в обеспечении равномерности распределения углеродной матрицы и высоких значений механико-прочностных характеристик. Однако, газофазный метод характеризуется большой продолжительностью, низким коэффициентом использования сырья и, соответственно, высокой стоимостью.

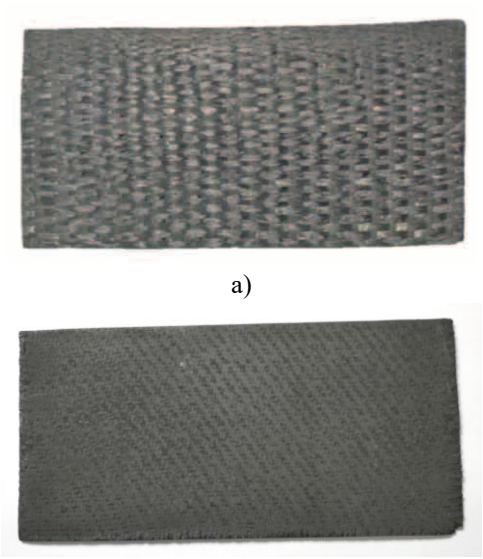
Жидкофазный метод формирования углеродной матрицы включает в себя пропитку полимерной смолой и последующий пиролиз, карбонизацию и ВТО. Количество пор и их распределение в объеме заготовки зависят от давления и температуры карбонизации, количества циклов «пропитка-карбонизация-ВТО». Механические, теплофизические свойства в значительной степени зависят от химической и физической структуры коксового остатка связующего. Наиболее часто в качестве углеродных прекурсоров используют полимерные смолы, которые переходят в твердый кокс при температурах около 800 ºС, что сохраняет SiC-волокна от деградации механических свойств.

Структурные особенности углеродной матрицы в значительной степени зависят от вида прекурсора и метода формирования. Для образования однородного SiC во всем объеме силицируемого материала необходимо обеспечение свободного проникновения расплава Si по поровым капиллярам к углероду матрицы. Изучение влияния природы углеродной матрицы на реакционную способность с расплавом Si и степень пропитки может позволить регулировать фазовый состав в широком диапазоне, а также физико-механические и теплофизические свойства ККМ [8, 9].

2 Изготовление и результаты

В качестве исходного сырья для производства SiC_f/C_m заготовки использовались SiC-волокна марки «Кералан» (ТУ 20.60.13-952-56897835-2022) производства АО «Композит». На поверхность SiC-волокон для их защиты предварительно наносилась BN-интерфаза. Для изучения влияния природы углеродной матрицы на реакционную способность с расплавом Si были изготовлены несколько видов образцов SiC_f/C_m с углеродной матрицей, сформированной газофазным и жидкофазным методами. В случае формирования углеродной матрицы газофазным методом пиролизу подвергался углеродосодержащий газ (метан – CH_4), в результате чего осуществлялось осаждение матричного углерода между волокнами каркаса. Жидкофазный метод формирования углеродной матрицы включал в себя пропитку SiC-преформ фенолформальдегидной смолой и последующий пиролиз, карбонизацию и высокотемпературную обработку (ВТО). Для достижения достаточной плотности и, следовательно, приемлемых физико-механических характеристик (ФМХ) проводили нескольких циклов «пропитка-карбонизация-ВТО». Вследствие различного уплотнения углеродной матрицей были получены существенно отличающиеся значения кажущейся плотности заготовок SiC_f/C_m.

Для формирования керамической матрицы методом силицирования на поверхности заготовок SiC_f/C_m формировалось шликерное покрытие на основе кремнийсодержащего порошка. Для формирования SiC-матрицы заготовки SiC_f/C_m термонагружались при температурах выше точки плавления Si (1414 °С), что сопровождалось образованием текучего расплава Si и его смачиванием порового объема заготовок SiC_f/C_m. На рис. 1 представлен внешний вид заготовок до силицирования SiC_f/C_m и после – $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$.



а)

б)

Рис. 1. Внешний вид: а) SiC_f/C_m, б) $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$

В табл. 1 представлены значения кажущейся плотности (ρ) и открытой пористости (ОП) до и после силицирования, полученные методом гидростатического взвешивания.

Табл. 1. Данные кажущейся плотности и открытой пористости заготовок SiC_f/C_m

Метод формирования углеродной матрицы	SiC_f/C_m		$SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$	
	ρ, $\frac{г}{см^3}$	ОП, %	ρ, $\frac{г}{см^3}$	ОП, %
газофазный	1,76	17,0	2,11	4,5
жидкофазный	1,52	15,3	1,96	4,0

Для изучения структуры керамической матрицы и ее интегрального состава был проведен структурный анализ образцов $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с помощью метода сканирующей электронной микроскопии (СЭМ). На рис. 2, 3 представлены структурные изображения образцов $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$, на основе различных углеродных матриц.

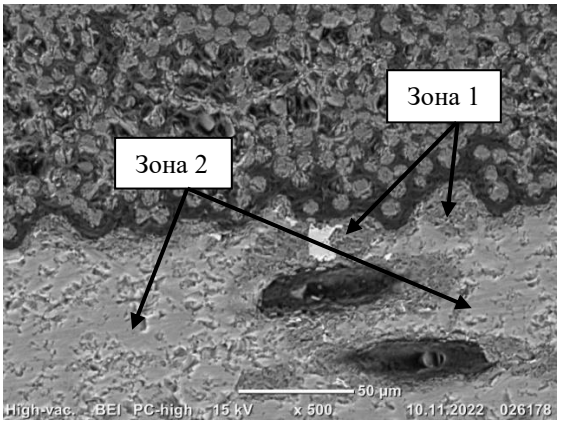


Рис. 2. Микроструктура образца $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с исходной пироуглеродной матрицей при х500-кратном увеличении

Для $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$, где в качестве углеродного прекурсора использовался пиролитический углерод, замечено наличие крупных остаточных пор, что связано с особенностями роста пиролитического углерода в SiC-преформе. На рис. 2 видно, что у стенок пор в прямом контакте расплава Si с матричным углеродом образовался стехиометрический SiC (зона 1, тёмно-серые участки), что было подтверждено результатами энергодисперсионного анализа. Преобладающая зона пор заполнена фазой SiC-Si (зона 2, светло-серые участки), что может быть связано с наличием крупных пор и недостатком матричного углерода в их объеме, вследствие чего возникают зоны неполного превращения расплава Si. Также замечено отсутствие образования SiC в межволоконном пространстве, что говорит о наличии пироуглерода вокруг пучка волокон. Данное явление связано с недостаточным смачиванием расплавом Si пиролитического углерода в виду его высокой степени графитизации и плотной упорядоченной структуры, что снижает реакционную способность.

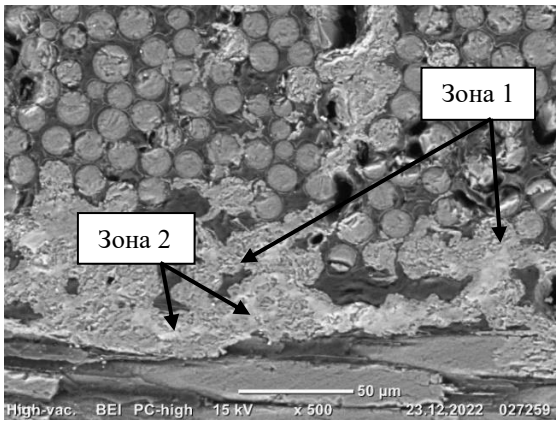


Рис. 3. Микроструктура образца $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с исходной коксовой матрицей при х500-кратном увеличении

Для $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$, где в качестве углеродного прекурсора использовался кокс полимерной смолы, замечено значительное количество керамических фаз между волокнами, присутствует незначительное количество остаточного углерода. Образование неоднородной керамической матрицы с зонами неполного превращения углерода связано с ограниченной диффузией Si. В ходе образования первичного SiC образуется «эффект корки», который действует как диффузионный барьер и затрудняет дальнейшее проникновение Si. На рис. 3 керамическая матрица состоит из двух фаз, преимущественно SiC (зона 1, тёмно-серые участки), при этом наблюдается незначительное количество остаточного Si (зона 2,

светло-серые участки). Высокая реакционная способность кокса фенолформальдегидной смолы вследствие аморфной и развитой пористой структуры, а также химически активной поверхности обеспечивает более однородное образование керамической матрицы с минимальным содержанием свободного Si.

Для определения наличия остаточного Si после низкотемпературного силицирования образцов $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ был проведен высокотемпературный отжиг при 1500 °C с выдержкой в течение 4 часов в вакууме. Оценочными параметрами являлись изменение массы и внешний вид образцов. По результатам отжига выявлено, что в образцах $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с предварительно сформированной углеродной матрицей из кокса полимерной смолы после пропитки расплавом Si содержится преимущественно SiC, доля остаточного Si незначительна в виду изменения массы менее чем на <1% и сохранения внешнего вида. У образцов $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с предварительно осажденной пироуглеродной матрицей изменение массы составило 6,5%, что говорит о высоком содержании свободного Si. Данное явление связано с недостаточным смачиванием расплава пироуглеродной матрицы и особенностями сформированной пористой структуры.

3 Заключение

В работе было исследовано влияние природы жертвенного матричного углерода в SiC_f/C_m заготовке на основе SiC-волокна производства АО «Композит» на реакционную способность с расплавом Si. В зависимости от метода формирования углеродной матрицы и вида применяемых углеродных прекурсоров наблюдается различный фазовый состав керамической матрицы, что связано с особенностями формируемой структуры. В сравнении с пиролитическим углеродом кокс фенолформальдегидной смолы более реакционноспособен в виду аморфной, неупорядоченной и пористой структуры с высокой удельной поверхностью, что улучшает его смачивание расплавом Si и степень однородности формируемой керамической матрицы. На основании проведенных исследований можно сделать вывод, что для изготовления $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с минимальным содержанием свободного Si предпочтительнее использовать полимерную смолу в качестве прекурсора углеродной матрицы для дальнейшего силицирования. Определены параметры SiC_f/C_m заготовки и вид углеродного прекурсора для получения $SiC_f/(C\text{-}SiC)_m$ с минимальным содержанием свободного Si. В дальнейшем планируется проведение поиска оптимальных смол и подбора технологических параметров режима силицирования для обеспечения наилучших результатов.

Список литературы

1. G. Shim, S.-H. Kim, S. Kim. Influence of pyrolysis and melt infiltration temperatures on the mechanical properties of SiCf/SiC composites. Ceramics International, 2022. – №48. – P. 1532-1541.

2. H. Carpentier, G. Couégnat, O. Caty. 3D in situ observation of the capillary infiltration of molten silicon in a SiC/SiC composite by X-ray tomography. Acta Materialia, 2024. – №281. – p. 120331.

3. F. Süß, T. Schneider, M. Frieß. Combination of PIP and LSI processes for SiC/SiC ceramic matrix composites. Open Ceramics, 2021. – №5. – p. 100056.

4. R.T. Bhatt, J. Lang, S. Mital. Fiber effects on creep and cyclic durability of 3D woven SiC/SiC composites with a hybrid SiC matrix. Journal of the European Ceramic Society, 2025. – №45. – p. 117275.

5. R.T. Bhatt, J. Lang, C.E. Smith. Processing and properties of 3D woven SiC/SiC composites with hybrid matrix. Journal of the European Ceramic Society, 2024. – №44. – p. 116739.

6. Y. Wei, J. Lan, Y. Yu. Properties evolution and damage mechanism of SiC/SiC composites after thermal shock at 1300 ◦C. Ceramics International, 2024. – №50. – p. 34442-34451.

7. А.С. Тарабанов, В.И. Костиков. Силицированный графит/ М.: Металлургия, 1977. – 158 с.

8. В.И. Костиков, А.Н. Варенков. Сверхвысокотемпературные композиционные материалы. М.:Интермет Инжиниринг, 2003. – 560 с.

9. Г.Н. Гуняев, М.Я. Гофин. Углерод-углеродные композиционные материалы. Авиационные материалы и технологии, 2013. №S1. – с. 62-90.

ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ТУГОПЛАВКИХ МАТЕРИАЛОВ (КАРБИДЫ, НИТРИДЫ, БОРИДЫ) ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ 2000 - 5000 К - ЭКСПЕРИМЕНТ

С.В. Онуфриев[1], А.И. Савватимский[1]
[1] ОИВТ РАН, Москва,

PHYSICAL PROPERTIES OF REFRECTORY MATERIALS (CARBIDES, NITRIDES, BORIDES) AT TEMPERATURES 2000 - 5000 K – EXPERIMENT

S.V. Onufriev[1], A.I. Savvatimskiy[1]
[1] JIHT RAS, Moscow,

Abstract
The results of an experimental study of the physical properties of refrectory materials are considered: carbides, carbonitrides, diborides (ZrB_2 and HfB_2) for practical applications at high temperatures (from 2000 to 5500 K) using the "explosive" method of pulsed microsecond current pulse heating. The studied samples, plates about 120 microns thick and 5 mm×15 mm in size, were heated at a voltage (15-18 kV) and a heating current of ~ 30 kA in 5-10 microseconds. The temperature was measured when recording radiation at a wavelength of 850 nm. The normal spectral emissivity ε, previously published in the literature, was used. In some cases, properties were measured at elevated pressures (~ 500 bar).

1 Введение

Карбиды металлов IV и V групп периодической системы элементов - Zr, Hf, Ta обладают уникальным набором свойств: очень высокими температурами плавления (выше 3400 К), металлической проводимостью, высокой теплопроводностью, высокой твердостью, высокими модулями упругости и сдвига, а также химической инертностью. Эти карбиды относятся к группе сверхтугоплавких веществ, в которую входят также бориды и нитриды, имеющие высокие температуры плавления. Однако свойства в области плавления и жидкой фазы этих тугоплавких соединений, в том числе боридов и нитридов, - до последнего времени оставались неисследованными. Рассмотрены карбиды: ZrC, HfC, TaC, (HfC+TaC) [1] и смешанный карбид [2]. Получены результаты для теплоты плавления, теплоемкости Ср и электросопротивления – в диапазоне: твердая фаза, при плавлении и для жидкого состояния, - до 5000 К. Максимальные температуры плавления карбидов достигли величин, не более **4300 К**.

2. Исследование физических свойств диборида циркония ZrB_2 при температурах 2500-5500 К [3]

Диборид циркония ZrB_2 (как соединение малого удельного веса и высокой тугоплавкости) находит практическое применение. Представлены результаты измерения свойств диборида циркония ZrB_2 в интервале температур 2000-5000 К: энтальпии, теплоты плавления, теплоемкости, удельного электросопротивления. Данные для жидкой фазы получены впервые. Исследование выполнено методом нагрева импульсом тока микросекундной длительности – методом «взрыва проводников» С.В. Лебедева на пластинках спеченного ZrB_2. Получено, что теплоемкость диборида в твердой и в жидкой фазе примерно в 2 раза выше, а теплота плавления в полтора раза выше оценочных экстраполированных данных, приведенных в справочниках. Обсуждаются возможные причины расхождений. Температура плавления составила 3700 К, что соответствует фазовой диаграмме для ZrB_2. На Рис.1 представлена подготовка образцов для импульсного нагрева.

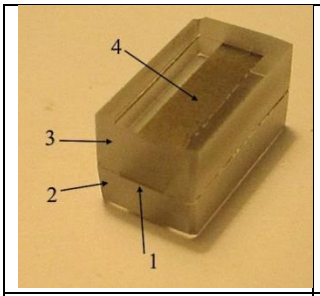


Рис. 1а. Ячейка из кварцевого стекла с образцом ZrB_2: 1 – торец пластинки ZrB_2; 2- нижняя пластина (толщина 3.3 мм); 3 - верхняя пластина (толщина 4 мм); 4 – пластинка ZrB_2 шириной 4 мм.

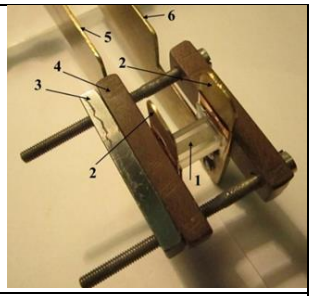


Рис. 1б. Ячейка с образцом зажата в токоподводах:1 – образец диборида внутри кварцевой ячейки; 2 – латунные медные токоподводы; 3 – стальная пластина; 4 – пластина текстолита; 5, 6 – латунные электроды.

На рис. 2 показаны кривые изменения энергии джоулева нагрева, рассеянной в образце (энтальпии) *E*, от температуры. На этом графике пунктирными линиями 5, 6 обозначены найденные по рис. 8 температуры начала и окончания плавления диборида ZrB_2, а линиями 7, 8 – соответствующие энергии.

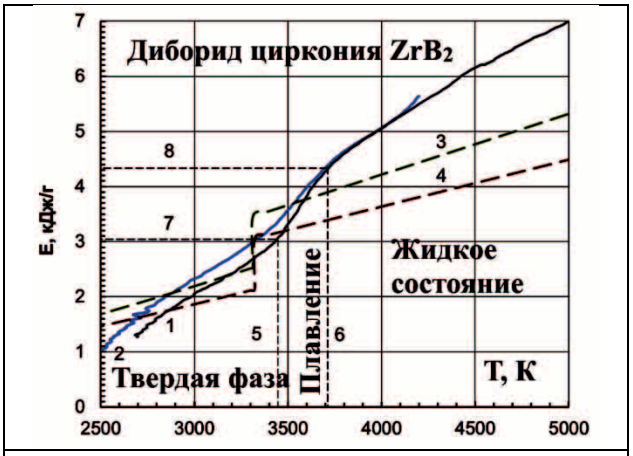


Рис. 2. Температурная зависимость энтальпии ZrB_2: 1 - образец чистотой 98.7;2 - образец чистотой 99.9; 3, 4 -расчетные данные [4,5]
5 и 6 — температуры образца в начале и при окончании плавления;
7 и 8 — введенная энергия для этих температур.
Достижение температур 3500-5000 К требует затрат энергии - значительно выше прогнозируемых значений.

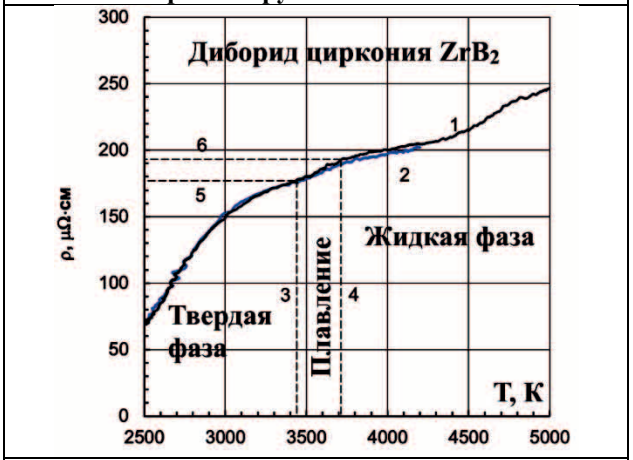


Рис. 3. Удельное электро-сопротивление ZrB_2 в зависимости от температуры: 1, 2 - образцы № 1 и № 2; 3, 4 - область плавления; 5, 6 –твердая и жидкая фазы.
Погрешности ±(7–10) % для введенной энергии; (±80 К) для температуры 4000 К Погрешность ±8 % для электро-сопротивления.

Для проверки влияния повышенного давления на физические свойства диборида циркония был поставлен дополнительный опыт [6] по нагреву пластинки ZrB_2 , зажатой между двумя толстостенными стеклами ТФ-5 (тяжелый флинт). Быстрый нагрев обеспечивал импульсное давление порядка 500 бар (оценка), - за счет инерционных свойств массивных внешних пластин стекла.

Стеклянная ячейка с пластинкой диборида циркония ZrB_2 (толщина ≈ 120 мкм, длина 15 мм), вклеенной между блоками стекла ТФ5 показана на Рис. 4а. Эту ячейку зажимали в струбцине из стеклотекстолита и через медные и индиевые прокладки зажимали в токоподводах. Таким образом, образец был помещен в замкнутый объем. Вид струбцины с ячейкой показан на рис. 4б.

В данном случае электросопротивление диборида циркония во всем исследованном диапазоне температур (2000 – 5000 К, Рис.4) при повышенном давлении (порядка 500 бар) - выше, чем при малых давлениях.

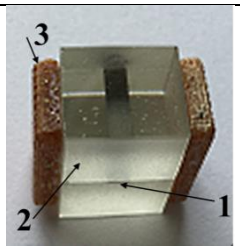


Рис.4а.
Ячейка с образцом:
1-торец пластинки ZrB_2 (ширина 3 мм, толщина 120 мкм, длина 15 мм; 2 – два блока стекла ТФ5 15×15мм, высота 11 мм каждый; 3 – стеклотекстолит.

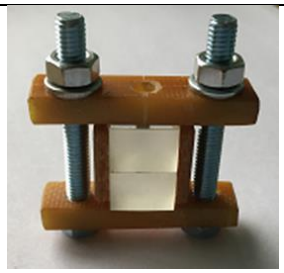


Рис. 4б.
Ячейка с образцом ZrB_2 зажата в струбцине. В центре верхней пластины находится отверстие – для регистрации излучения.

Результат эксперимента – зависимость удельного электросопротивления ZrB_2, отнесенного к начальным размерам образца (приведенного сопротивления), от температуры показана на рис. 5; данные при повышенном давлении представлены кривой 2; низкому давлению соответствует кривая 1.

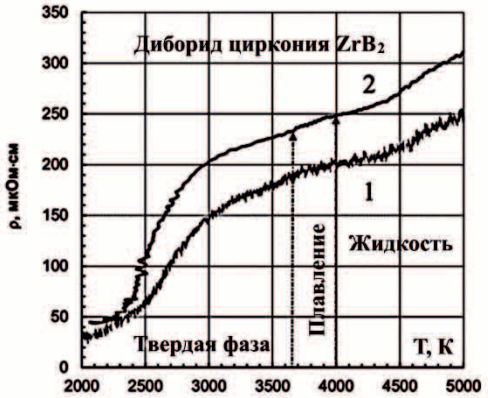


Рис. 5. Зависимость удельного электросопротивления ρ для ZrB_2 от температуры: 1 – при малом внешнем давлении; 2 – электросопротивление при повышенном давлении. Стрелками указаны начало (3650 К) и окончание (4000 К) плавления при высоком давлении. В этих точках сопротивление ZrB_2 составляет **230** и **250** μΩ·см, соответственно.

В данном случае электросопротивление диборида циркония во всем исследованном диапазоне температур (2000 – 5000 К, Рис.4) при повышенном давлении (порядка 500 бар) - выше, чем при малых давлениях. Такая же картина наблюдалась нами и для жидкого вольфрама (в начале его жидкого состояния).

Важно, что при импульсном нагреве и в условиях повышенного давления (~ 500 бар)

наблюдается повышенная тугоплавкость ZrB_2, - увеличение не только электросопротивления, но и теплоемкости, а также рост температуры плавления (с 3700 до **4000 К**). Это существенно увеличивает прочность оборудования при использования ZrB_2 в условиях повышенного давления среды.

3. Исследование физических свойств карбонитрида гафния $HfC_{0.51}N_{0.32}$ при температурах 2500-5500 К

Впервые представлены экспериментальные результаты исследования температурных зависимостей энтальпии, теплоемкости и удельного электросопротивления карбонитрида гафния $HfC_{0.51}N_{0.32}$ в твердом, жидком состояниях и при плавлении в интервале температур 2500–5500 К. Согласно предсказаниям теоретиков [7] это соединение по тугоплавкости превосходит все карбиды (Тплавления составит 4450 К).

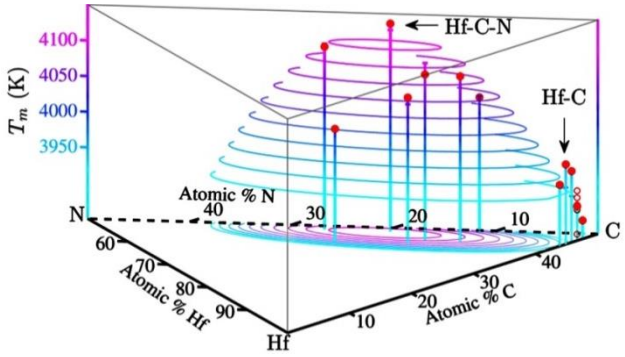


Рис.6. Предсказанная в [7] температура соединения $HfC_{0.51}N_{0.32}$ (на вершине рисунка) составляет 4450 К.

Результаты нашего эксперимента по теплоемкости этого соединения представлены на Рис.7.

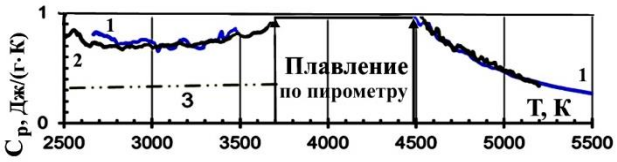


Рис.7. Результаты выполненных двух импульсных экспериментов (для двух образцов): теплоемкость HfCN в твердой фазе (Т от 2500 до 3700 К), при плавлении (3700-4500 К) и в жидкой фазе до 5500 К.

Примечательно, что теплоемкость твердой фазы HfCN при 2500 К – порядка 0.8 Дж/г·К, тогда как для тантала Та ~ 0.2 Дж/г·К (при тех же 2500 К) [8] .

Следует обратить внимание, что теплоемкость в жидкой фазе снижается (при 5500 К) до уровня теплоемкости твердой фазы HfC до плавления (3 - штрих-пунктирная линия).

Эксперимент, выполненный «взрывным» методом С.В.Лебедева подтвердил это предсказание (измеренная температура плавления карбонитрида гафния составила **4500 К**), предсказано было 4450 К.

На Рис. 8 представлена зависимость введенной энергии (энтальпии) от температуры исследования, от 2000 до 5500 К, для карбонитрида $HfC_{0.51}N_{0.32}$.

Рис.8. Температурные зависимости энергии джоулева нагрева (энтальпии Hf(C,N). Для определения введенных энергий при плавлении проведены пунктирные вертикали при температурах начала и окончания плавления, полученные по пирометру. Их пересечение с основной кривой 1,определяет введенные энергии E_1 и E_2. 1 – сплошная линия, настоящая работа, $\varepsilon_{\lambda n} = 0.7$; 2 – оценочные данные для HfC .

Колоколообразный вид зависимости электросопротивления ρ(Т) в твердой фазе Hf(C,N) на Рис.9 (цифра 1) - связан со значительной величиной кристаллитов (до 30 микрон). Этот рост и снижение ρ(Т) с ростом температуры вызваны дальнейшим спеканием образца при импульсном нагреве. С началом плавления и далее в жидкой фазе электросопротивление Hf(C,N) только растет.

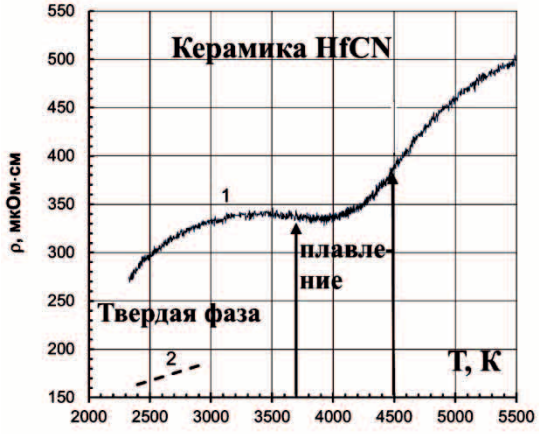


Рис.9. Зависимость электросопротивления керамики HfCN – от температуры измерения.

1 – Электросопротивление HfCN (для твердой и жидкой фаз).
2 – Электросопротивление HfC для твердой фазы.

4. Заключение

Основные выводы заключаются в эффективности применения быстрого, микросекундного нагрева током (метод С.В.Лебедева) для получения тепловых физических свойств материалов в широком диапазоне температур (2000 – 5500 К), включая область плавления и жидкое состояние. Все материалы, имеющие хорошую проводимость, могут быть исследованы этим методом. Требуется лишь изготовить соответствующие образцы в виде тонких пластинок (длиной 15 мм и шириной 4-5 мм), толщиной порядка 100 микрон. Еще лучше использовать магнетронное напыление (толщиной порядка 10 микрон) на стеклянные или кварцевые пластинки (указанного размера), что позволит измерить температуру образца в виде уголковой модели черного тела (две пластинки под углом). В этом случае знание излучательной способности материала – не потребуется.

Отметим основные преимущества методики быстрого нагрева током (метод С.В.Лебедева)

1. Дорогое оборудование для длительного поддержания высокой температуры - не требуется;
2. Температура может быть надежно измерена вплоть до 5000-8000 K (углерод измерялся до 12000 K). В случае отсутствия данных об излучательной способности, возможно использование уголковой модели черного тела, с получением итогового результата для температуры (с надежностью 95%).
3. Сразу несколько свойств (энтальпия, теплоемкость, электрическое сопротивление, фазовые переходы и диапазон температур) могут быть измерены в едином акте нагрева;
4. За короткое время эксперимента (микросекунды) все виды тепловых потерь - менее 1-2%;
5. Погрешности измерений не превышают соответствующих стационарным измерениям;
6. Малый расход материала (образцы – это тонкие пластинки, либо напыления микронной толщины);
7. Вы можете получить результат быстро, в случае готовых образцов.

Следует отметить, что широкую поддержку данной работе оказал Объединенный институт высоких температур РАН (место работы авторов и место расположения оборудования). Савватимский А.И. благодарен гранту РНФ № 19-79-30086-П (руководитель академик Г.А. Месяц, ФИАН) за финансовую поддержку.

Список использованных источников

[1] А.И. Савватимский, С.В. Онуфриев, Н.М. Аристова, Исследование физических свойств тугоплавких карбидов металлов (IV и V групп периодической таблицы Менделеева) при быстром нагреве импульсом электрического тока, УФН, 2022, Т.192, №6, С. 642-662.

[2] Савватимский А.И., Онуфриев С.В., Седегов А. С. Юдин С.Н., Московских Д.О., Теплофизические свойства высокоэнтропийного карбида (HfTaTiNbZr)C от 2500 до 5500 К, ТВТ, 2022, том 60, № 5, с. 672–675.

[3] Онуфриев С.В., Савватимский А.И., Физические свойства диборида циркония при температуре 2500-5000 К, ЖЭТФ, 2024, Т.166, 5(11), С. 641-654.

[4] Schick H. L., Thermodynamics of Certain Refractory Compounds, Academic Press, New York–London – 1966 - Vol. 1, 2.

[5] Chase Jr. M.W., NIST-JANAF Thermochemical Tables, Forth edition // J. Phys. Chem. Ref. Data, Monogr. - 1998 - **9**, 1951.

[6] Онуфриев С.В., Савватимский А.И., Влияние повышенного давления на электросопротивление диборида циркония ZrB_2 при плавлении и в жидкой фазе, публикуется в журнале Теплофизика высоких температур, 2025 год.

[7] *Hong Q.-J., van de Walle A.* Prediction of the Material with Highest Known Melting Point from ab initio Molecular Dynamics Calculations // Phys. Rev. B. 2015. V. 92. 020104.

[8] Савватимский А.И. Теплоемкость и электросопротивление металлов Ta и W от точки плавления до 7000 К, при импульсном нагреве током, *TBT*, 2021, том 59, выпуск 5, 686–692.

ОПЫТНАЯ МОДЕЛЬ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ИЗ КЕРАМИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

М.А. Мезенцев, Б. Мыктыбеков, А.Ю. Ежов, Д.В. Афанасьев, Д.И. Выборнов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Исследования направлены на решение проблем, связанных с разработкой деталей и узлов из конструкционных материалов, а именно возможности применения керамических композиционных материалов, эксплуатирующихся длительно при максимальных температурах в силовой установке сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения В результате проведена отработка технологии проектирования и изготовления модели рабочей лопатки турбины из керамического композиционного материала в размерности силовой установки авиационного двигателя

EXPERIMENTAL MODEL OF A LOW-PRESSURE TURBINE BLADE MADE OF CERAMIC MATRIX COMPOSITE

M.A. Mezentsev, B. Myktybekov, A.Yu. Ezhov, D.V. Afanasiev, D.I. Vybornov
CIAM, Moscow, Russia

Research is aimed at solving problems related to the development of parts and assemblies made of structural materials, namely the possibility of using ceramic matrix composite that operate for a long time at maximum temperatures in the power plant of a new generation supersonic passenger aircraft. As a result, the technology for designing and manufacturing a model of a turbine blade made of ceramic matrix composite in the dimension of the power aircraft engine installations.

В настоящее время практически исчерпаны потенциальные возможности повышения рабочей температуры жаропрочных сплавов на никелевой основе для изготовления наиболее теплонагруженных узлов и деталей камеры сгорания, турбин высокого и низкого давления в газотурбинном двигателе (ГТД) [1]. В связи с этим, одним из возможных путей решения данной проблемы является создание, и применение новых высокотемпературных конструкционных материалов, работающих длительно с рабочей температурой более 1200 °С.

В зарубежных исследованиях в авиационных двигателях в основном применяются керамические композиционные материалы (ККМ) с многослойной (волокнистой) структурой [2]. Это связано с тем, что характеристики вязкости разрушения керамических композиционных материалов (ККМ) почти на порядок превышают характеристики вязкости разрушения монолитной керамики [3]. Это обстоятельство, несмотря на более низкие по сравнению с монолитной керамикой прочностные характеристики, позволило разработать из ККМ детали авиационных двигателей.

Решение проблем, связанных с работоспособностью деталей в условиях длительной работы двигателей, возможно при использовании бескерновых волокон карбида кремния (SiC_f), работающих длительно в окислительной среде при температуре до 1316 °С. Применение 3-го поколения волокон фирм Ube Industries, Nippon Carbon и COI Ceramics позволила фирмам General Electric и SNECMA применить ККМ SiC_f/SiC_m в высокотемпературных узлах двигателей гражданской авиации LEAP и GE9x [4].

На данный момент, в течение последних лет в России, проводятся работы [5] по созданию и организации производства волокна SiC_f с соответствующими свойствами. Отсутствие серийного производства отечественных бекерновых волокон карбида кремния являлось основной проблемой, препятствующей к исследованиям и разработке долговечных изделий из ККМ с высокой рабочей температурой, хотя еще в 1970–1980 гг. ЦИАМ им. П.И. Баранова совместно с предприятиями отрасли были лидерами в области исследований изделий из керамических материалов авиационного назначения. В результате работ были созданы уникальные оснастка и оборудование для испытаний монолитной керамики на растяжение при температуре до 2200 °С в инертной среде [6-7], которые исчерпали свою практическую пригодность.

Особенностью силовой установки СПС нового поколения является то, что при типовом полетном

цикле длительность работы высокотемпературных узлов при максимальной температуре газа составляет ~ 170 минут, что значительно больше, чем в дозвуковых двигателях. Данная работа направлена на решение проблем, связанных с разработкой деталей и узлов из конструкционных материалов, а именно возможности применения керамических композиционных материалов, эксплуатирующихся длительно при максимальных температурах в силовой установке СПС нового поколения.

Для решения данных проблем в ЦИАМ ведутся работы, связанные с разработкой нормативной документации для испытаний ККМ, разработке расчетных математических моделей и технологий проектирования и изготовления деталей и узлов авиационного двигателя [8-9], а также проводятся работы по высокотемпературным испытаниям ККМ и изделий на их основе [10]. В данной работе проведены исследования по технологии проектирования и изготовления модели рабочей лопатки турбины (см. рисунок 1) из двух типов ККМ на основе углеродных и карбидкремниевых волокон, в качестве матрицы использовался карбид кремния, полученный многократной пропиткой и пиролизом поликарбосилана, покрытие из карбида кремния получено методом осаждения из газовой фазы.

Рис. 1. Опытная модель лопатки ТНД из ККМ

Заключение

В результате проведена отработка технологии проектирования и изготовления модели рабочей лопатки турбины из керамического композиционного материала типа SiC_f/SiC_m в размерности силовой установки авиационного двигателя СПС. Работа выполнена в рамках развития программы создания и развития НЦМУ «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «24» июня 2021 г. № 075-15-2021-605).

Список использованных источников

[1] Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Светлов И.Л. Высокоэффективное охлаждение лопаток горячего тракта ГТД // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 2 (47). С. 3-14. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-2-3-14.

[2] Steibel J. Ceramic matrix composites taking flight at GE Aviation // American Ceramic Society Bulletin. 2019. Vol. 98. No. 3. P. 30-33.

[3] Corman G., Upadhyay R., Sinha S. General Electric Company: Selected Applications of Ceramics and Composite Materials. Materials Research for Manufacturing. DOI: 10.1007/978-3-319-23419-9_3, 2016

[4] T. Nakamura, T. Oka, K. Imanari – Development of CMC Turbine Parts for Aero En-gines. IHI Engineering Review, vol.47, №1, 2014

[5] Щербакова Г.И., Жигалов Д.В., Сидоров Д.В. Особенности технологии получения бескислородного поликарбосилана. // XIII Международная научно-техническая конференция «Наукоемкие химические технологии» 28 июня – 2 июля 2010, г. Иваново - Суздаль: Тезисы докладов. Иваново, 2010, с.381

[6] Nozhnitsky Y.A., Fedina Y.A., Rekin A.D., Petrov N.I. Ceramic Gas Turbine Components Development Experience at the Central Institute of Aviation Motors // In “Ceramic Gas Turbine Design and Test Experience”, ASME. 2002. Vol. 1, pp 669-682.

[7] A. N. Negovskii, A. V. Drozdov, V. V. Kutnyak, Yu. A. Nozhnitskii, A. N. Menshikov, Qiao Shengru, and Bai Shihong. Experimental equipment for the evaluation of the strength characteristics of Carbon-Carbon composite materials within the temperature range 20-2200 °C. Strength of Materials, Vol. 31, No. 3, 1999, pp 319-325

[8] Каримбаев Т.Д., Мезенцев М.А., Мыктыбеков Б., Корчагина С.Б., Гордеев С.К. Карбид кремния, дисперсно-армированный алмазными частицами – АКК «Скелетон» - для элементов высокотемпературных узлов, Журнал «Композиты и наноструктуры», том 15, №4, стр.273-283, 2023г

[9] Мезенцев М.А., Каримбаев Т.Д., Пальчиков Д.С., Синицын А.В. – Технологии создания и испытания высокотемпературных деталей из керамических композиционных материалов. Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Сборник докладов Международной научно-технической конференции. В 2-х томах. Самара, 2021. С. 337-338.

[10] Мезенцев М.А., Мыктыбеков Б., Синицын А.В., Ежов А.Ю., Цветков И.В., Пальчиков Д.С., Выборнов Д.И. Исследования и применение конструкционных керамических и композиционных материалов в авиационном двигателестроении. Машиностроение: сетевой электронный научный журнал. 2022. Т. 9. № 1. С. 19-27.

Керамический композиционный материал на основе карбида кремния с высокой ударной вязкостью

Колмогоров А.Ю., Сорокин О.Ю., Турченко М.В., Ваганова М.Л.
НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, Москва

Аннотация. В работе рассмотрена возможность применения керамического композиционного материала на основе карбида кремния с высокой ударной вязкостью в различных отраслях авиационной промышленности. Проведено исследование влияния дисперсного состава и количества наполнителя на ударную вязкость керамического композиционного материала на основе карбида кремния. Определен оптимальный дисперсный состав наполнителя, экспериментальным путем определено оптимальное время смешивания смеси порошков SiC и определены значения физико-механических свойств образцов керамического композиционного материала на основе карбида кремния. В статье установлено, что керамические композиционные материалы на основе карбида кремния, получаемые при температурах до 1000°С могут обладать высокой стойкостью к ударным нагрузкам.

Ceramic composite material based on silicon carbide with high impact strength

A.Yu. Kolmogorov, O.Yu. Sorokin, M.V. Turchenko, M.L. Vaganova
NRC «Kurchatovskiy Institute» - VIAM, Moscow, Russia

Annotation. The paper considers the possibility of using ceramic composite material based on silicon carbide with high impact strength in various branches of the aviation industry. The influence of the dispersed composition and amount of filler on the impact strength of ceramic composite material based on silicon carbide was studied. The optimal dispersed composition of the filler was determined, the optimal mixing time of the SiC powder mixture was determined experimentally, and data on the physical and mechanical characteristics of samples of ceramic composite material based on silicon carbide were obtained. The article established that ceramic composite materials based on silicon carbide obtained at temperatures up to 1000 ° C can have impact resistance and a high level of physical and mechanical properties.

1 Введение

Керамические материалы на основе карбида кремния находят широкое применение в различных областях техники благодаря своим физико-механическим свойствам: высокая твердость и модуль упругости, низкая плотность по сравнению с металлами, высокие жаростойкость и жаропрочность, химическая инертность к ряду агрессивных сред (коррозионно-активным и абразивосодержащим) и тд. [1]. Сдерживающим фактором применения карбидокремниевых материалов в условиях воздействия вибрационных и ударных нагрузок является присущая им хрупкость. В связи с этим, получение керамических композиционных материалов на основе карбида кремния с высокой ударной вязкостью представляет собой актуальную задачу в области материаловедения [2]. Композиционные материалы (КМ) на основе SiC применяются для изготовления деталей и сборочных единиц (ДСЕ) «горячей» части газотурбинных двигателей (ГТД) в авиационной промышленности, оболочек ТВЭЛов в атомной энергетике и т.д. Керамические изделия из конструкционных материалов с высокими значениями ударной вязкости разрушения и твердостью, в т.ч. на основе SiC, могут использоваться в строительстве объектов авиационной инфраструктуры и др.

Анализ литературных данных показал, что экспериментальные исследования по выбору оптимального гранулометрического состава позволяют добиться высокой плотности упаковки частиц, что способствует получению практически беспористых материалов на основе SiC с минимальным содержанием связки или вторичной фазы, а также с высоким уровнем физико-механических и функциональных свойств [3].

2. Исходные материалы для получения КМ на основе SiC

Однородность многофракционной смеси SiC порошков является необходимым условием для формирования равномерной и плотной структуры КМ на основе карбида кремния.

Проведенный с помощью СЭМ анализ частиц карбида кремния показал, что независимо от их размера SiC частицы имеют осколочную форму и неровную поверхность, что осложняет получение однородной порошковой смеси.

Технологические факторы - продолжительность смешивания, скорость вращения барабана, среда смешивания, объемная доля занимаемого порошка в барабане, отношение объемных долей фракций, отношение средних размеров частиц фракций и др. позволяют добиться максимально возможной при данных условиях однородности порошковой смеси.

В связи с этим, в работе проводилось исследование влияния технологических параметров смешивания SiC порошков на однородность смеси. Дисперсный состав порошков определяли методом лазерной дифракции в соответствии с ГОСТ Р 57923-2017 методами «мокрого» и «сухого» диспергирования. На примере 2-х фракционной смеси с экспериментально определенным соотношением средних размеров «крупных» и «мелких» частиц фракций было установлено, что временной диапазон для оптимального времени смешивания составляет ≈ 45-60 мин, при котором дисперсия среднего диаметра частиц D[4,3] (где D[4,3]- результат, полученный методом объемной лазерной дифракции и средневзвешенный по объему), вычисленная по 5-ти пробам, имеет минимальное значение. Дальнейшее увеличение времени смешивания с 1 ч до 2 ч, приводит, по всей видимости, к обратному явлению - постепенному расслаиванию смеси. При времени смешивания свыше 2 ч происходит измельчение крупной фракции порошков SiC.

Формование заготовок КМ, проводили при T<1000ºC под давлением, подобранным экспериментально, таким образом, чтобы значение открытой пористости полученных заготовок было минимальным.

3 Результаты и обсуждение

Установлено, что определение среднего размера частиц монофракционных порошков карбида кремния при использовании «мокрого» метода лазерного дифракционного анализа позволяет получить результаты, соответствующие указанному в ГОСТ Р 52381-2005 диапазону размеров частиц для исследуемых фракций. Определение размера частиц монофракционных порошков карбида кремния методом лазерной гранулометрии «сухим» способом в потоке воздуха приводит к получению завышенных результатов. Применение «мокрого» метода лазерной гранулометрии при анализе полифракционных порошков карбида кремния не обеспечивает равномерного диспергирования частиц с различным диаметром в водной среде и не позволяет достичь гомогенности суспензии, даже при наличии потока жидкости и воздействия ультразвука, что приводит к низкой воспроизводимости результатов определения распределения частиц по размерам «мокрым» способом для полифракционных смесей. В то время, как применение «сухого» метода, позволяет получить равномерное диспергирование в потоке воздуха и высокую воспроизводимость полученных результатов. Таким образом, «сухой» метод диспергирования является наиболее предпочтительным для анализа полифракционных порошков SiC.

Определение значений насыпной плотности смесей SiC порошков со средним размером зерна не более 100 мкм проводили в соответствии с ГОСТ 28924-91. Были установлены оптимальные значения отношений объемных долей фракций, а также отношений средних размеров частиц, при которых достигаются максимальные значения насыпной плотности многофракционных SiC порошков.

При проведении испытаний материала на трехточечный изгиб был зафиксирован значительный прогиб образцов из КМ на основе SiC за счет пластической деформации и вытягивания металлического армирующего наполнителя из керамической матрицы, а также более длинного и криволинейного пути трещин. Образцы из КМ на основе SiC разрушались не катастрофически(что характерно для керамических материалов), а постепенно с последующей деформацией армирующего наполнителя.

Рис. 1. Прогиб образца из армированного КМ без катастрофического разрушения при испытании на трехточечный изгиб

В ходе испытаний на ударостойкость были получены данные по устойчивости изделия к одиночным воздействиям различной интенсивности, порог устойчивости к многократным ударам и общая прочность КМ на основе карбида кремния. Полученные результаты позволят проводить регулирование микроструктуры и физико-механических свойств КМ на основе карбида кремния для получения изделий различных форм и размеров с высокой ударной вязкостью.

Список использованных источников

1. Кхин М., Попова Н.А., Лукин Е.С. Композиционная керамика на основе карбида кремния. – М: Новые огнеупоры, 2019. – 34-39с.
2. Сорокин О.Ю., Кузнецов Б.Ю., Лунегова Ю.В., Ерасов В.С. Высокотемпературные композиционные материалы с многослойной структурой (обзор). Труды ВИАМ.
3. Антонова Е.С., Голубева Н.А., Келина И.Ю., Пляскунова Л.А. Влияние фракционного состава исходных порошковых смесей и их дисперсности на физико-механические свойства реакционно-связанного карбида кремния. – М: Новые огнеупоры, 2014. – 37-41с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В КЕРАМИКЕ НА ОСНОВЕ НИТРИДА КРЕМНИЯ

М.Е. Ворончихина[1], Е.А. Богачев[1], А.В. Кириллов[1], С.К. Сигалаев[2]
[1]АО «Композит», г. Королев
[2]АО ГНЦ «Центр Келдыша», г. Москва

Важной задачей при изготовлении керамических тел качения гибридных подшипников является оценка и снятие остаточных напряжений в керамике. Данная работа посвящена исследованию керамики на основе нитрида кремния для обнаружения остаточных напряжений и подбору режимов термообработки для их снятия.

RESEARCH OF RESIDUAL STRESSES IN CERAMICS BASED ON SILICON NITRIDE

M.E. Voronchikhina[1], E.A. Bogachev[1], A.V. Kirillov[1], S.K. Sigalaev[2]
[1]JSC "Kompozit", Korolev
[2]JSC "Keldysh Research Center", Moscow

An important task in the manufacture of ceramic rolling elements is the assessment and removal of residual stresses in ceramics. This work is devoted to the study of ceramics based on silicon nitride for the detection of residual stresses and the selection of heat treatments for their removal.

Высокий интерес к керамике на основе нитрида кремния обусловлен высокими прочностными характеристиками (высокие прочность, ударная вязкость, твердость и т.д.), повышенной термостойкостью и стойкостью к окислению и коррозии, а также низкой плотностью [1, 2]. В подшипниках качения керамика на основе нитрида кремния применяется в качестве тела качения и изготавливается в виде шариков. К таким шарикам предъявляются высокие требования по качеству обработки поверхности.

В процессе изготовления материала, применяемого в деталях машин, накапливаются остаточные напряжения [3, 4], которые в свою очередь могут оказывать влияние на надежность и долговечность работы таких деталей, а также на точность их обработки.

Остаточные напряжения формируются при термо- и механической обработках. Во время термообработки происходит нагрев, а затем охлаждение керамики, из-за неравномерности этих двух процессов появляются остаточные напряжение. Еще одна причина появления остаточных напряжений – это разные механические свойства керамики при нагреве и охлаждении из-за изменения фазового состава при термообработке.

Механическая обработка, такая как шлифование и полировка, вызывают появление остаточных напряжений. В этом случае остаточные напряжения вызваны пластической деформацией. Зона действия таких остаточных напряжений – поверхность материала, глубиной не более нескольких десятков миллиметров [3]. В работе [5] приведена оценка остаточных поверхностных напряжений, вызванных шлифовкой и полировкой поверхности в керамике на основе нитрида кремния, значение которых составило порядка 10 МПа.

Существует несколько методов определения остаточных напряжений в материалах [4]. Одним из таких современных методов неразрушающего контроля является Рамановская спектроскопия или спектроскопия комбинационного рассеяния [6].

В настоящей работе проведены исследования керамики на основе нитрида кремния для обнаружения остаточных напряжений и подобраны режимы термообработки для их снятия.

Список использованных источников

[1] Tetsuo Yamada. Preparation and evaluation of sinterable silicon nitride powder by imide decomposition method // American Ceramic Society Bulletin (American Ceramic Society). 1993. Vol. 72. Iss: 5. P. 99-106.

[2] К. А. Ким, А. С. Лысенков, С. В. Федоров, Н. В. Петракова, М. Г. Фролова, С. Н. Перевислов, Ю. Ф. Каргин. Изучение влияния спекающей добавки $CaO–Al_2O_3$ (48 : 52 мас. %) на фазовый состав и свойства керамики на основе Si_3N_4 // Неорганические материалы. 2022. Т. 58. № 8. С. 908-916

[3] И.А. Биргер. Остаточные напряжения. М.: Машиностроение, 1963. – 252 с.

[4] А.В. Поздей, А.М. Сулима, М.И. Евстигнеев, Г.З. Серебренников. Технологические

остаточные напряжения. М.: Машиностроение, 1973. – 216 с.

[5] А.Л. Глазов, К.Л. Муратиков. О возможности детектирования приповерхностных технологических напряжений в керамике методом фотоакустической микроскопии // Журнал технической физики. 2009. Т. 7. вып. 3. С. 105-109.

[6] Ф.Ф. Комаров, Л.А. Власукова, И.Н. Пархоменко, О.В. Мельчанин, И.А. Романов, С.Ю. Удовиченко, К.В. Мисиюк. Фазовые превращения в отожженных нестехиометрических пленках нитрида кремния: диагностика методом комбинационного рассеяния света // Вакуумная техника и технология. 2014. Т. 24. № 1. С. 63-66.

НОВЫЙ ПОДХОД, ОСНОВАННЫЙ НА ИНФИЛЬТРАЦИИ СУСПЕНЗИЙ, ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ АРМИРОВАННЫХ $ZrB_2(HfB_2)$-SiC КОМПОЗИТОВ

Р.А. Орбант, Я.М. Шершов, А.В. Уткин, Н.И. Бакланова
ИХТТМ СО РАН, Новосибирск

Исследованы реологические свойства суспензий, содержащих дибориды гафния и циркония в качестве дисперсной фазы, фенолформальдегидную смолу в качестве связующего и ацетон в качестве растворителя. Из суспензий различного состава методом керамических препрегов получены образцы композитов, армированных непрерывными углеродными волокнами. Результаты показывают, что адаптация вязкости суспензии обеспечивает надежный способ формирования армированных волокном керамических матричных композитов с необходимой микроструктурой и пористостью.

A NEW APPROACH BASED ON SUSPENSION INFILTRATION FOR PRODUCING REINFORCED $ZrB_2(HfB_2)$-SiC COMPOSITES

R.A. Orbant, Ya.M. Shershov, A.V. Utkin, N.I. Baklanova
ISSCM, Novosibirsk, Russia

The rheological properties of suspensions containing hafnium and zirconium diborides as a dispersed phase, phenol-formaldehyde resin as a binder, and acetone as a solvent were studied. Samples of composites reinforced with continuous carbon fibers were obtained from suspensions of different compositions using the ceramic prepreg method. The results show that adaptation of the suspension viscosity provides a reliable method for forming fiber-reinforced ceramic matrix composites with the required microstructure and porosity.

1 Введение

Сверхвысокотемпературная керамика - материалы, представленные семейством боридов и карбидов переходных металлов 4-6 группы. Они обладают рядом исключительных свойств (высокими температурами плавления, абляционной устойчивостью, хорошей теплопроводностью), что делает их кандидатами первого ряда при разработке нового поколения энергетических систем, призванных работать в условиях экстремальных воздействий энергетических потоков, механических нагрузок, окислительной среды, радиации. Наиболее острая проблема в этой области связана с необходимостью формирования сверхвысокотемпературных материалов в виде композита (UHTCMC), армированного непрерывными волокнами. Существующие в настоящее время примеры получения таких композитов сложны, плохо управляемы и не технологичны [1-3].

Целью работы является разработка нового подхода формирования UHTCMC на основе диборидов/карбидов циркония, или гафния, армированных непрерывными углеродными волокнами, и исследованию отклика таких композитов на воздействие высокоэнергетического потока энергии. Главной особенностью нового подхода является стадия формирования гибких керамических препрегов, выложенных из пропитанной керамической суспензией углеродной нити. Для достижения этой цели были поставлены следующие задачи: (i) исследование закономерностей формирования устойчивых во времени многокомпонентных керамических суспензий из тугоплавких соединений и исследование их реологических свойств; (ii) обоснованный выбор экспериментальных параметров всех стадий приготовления композитов на основе сопоставления данных по плотности, микроструктуре, фазовому составу и механическим свойствам конечных композитов, с одной стороны, и данных по реологии исходных суспензий, с другой стороны.

2 Результаты

Для приготовления суспензий использовали порошки ZrB_2 и HfB_2 различной дисперсности, а также фенолформальдегидную смолу и ацетон. Компоненты смешивали в различных соотношениях в планетарной шаровой мельнице. Реологические свойства суспензий были измерены на ротационном реометре RheolabQC в диапазоне скоростей сдвига 10 - 1000 c^{-1}. На рис. 1 в качестве примера приведены зависимости динамической вязкости от скорости сдвига для суспензий ZrB_2 разного состава.

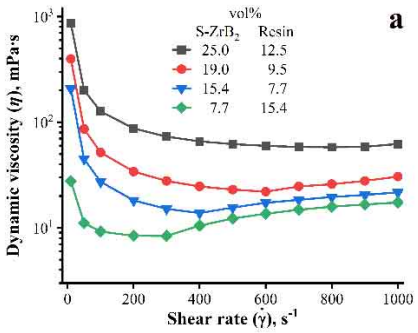


Рис.1 Зависимость динамической вязкости от скорости сдвига

Поведение суспензий можно описать как суперпозицию дилатантного и псевдопластичного эффектов, которые проявляются в разных интервалах скоростей сдвига. Дилатантный эффект, обусловленный вкладом фенолформальдегидной смолы, преобладает при низких скоростях сдвига. Напротив, псевдопластичный эффект, возникающий из-за взаимодействия порошка со смолой, проявляется при высоких скоростях сдвига.

Образцы композитов, армированных углеродным волокном, готовили путем пропитки жгутов углеродного волокна суспензией на основе диборидов тугоплавких металлов с последующим формированием керамических препрегов [4]. На рис. 2 представлены типичные СЭМ-изображения поперечных сечений композитов, полученных из суспензий с различной вязкостью. Установлено, что суспензии с низкой динамической вязкостью способны глубоко проникать внутрь жгута углеродных волокон. При этом керамические частицы диборидов и карбида кремния равномерно распределены между нитями углеродных волокон (рис. 2 а). Напротив, более вязкие суспензии приводят к недостаточной инфильтрации внутрь жгута волокон (рис. 2 б) и неравномерно распределенным керамическим частицам.

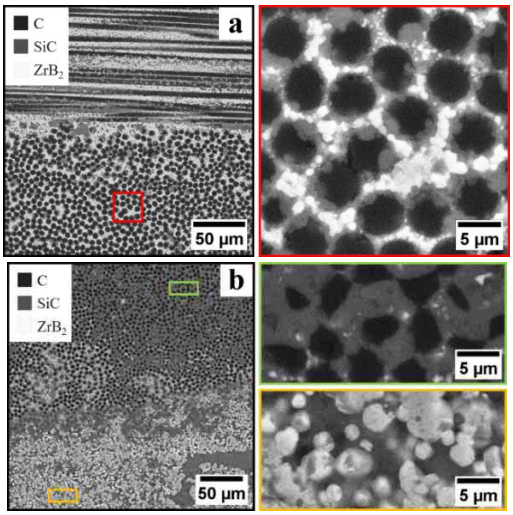


Рис. 2. СЭМ-изображения сечений композитов, полученных из суспензий с различной вязкостью

Установлена зависимость плотности и пористости композитов от вязкости используемых суспензий при прочих одинаковых экспериментальных параметрах формирования композитов. Композиты с высоким содержанием диборидов в исходной предкерамической суспензии продемонстрировали низкие значения предела прочности. Наибольший предел прочности при изгибе (40 – 55 МПа) продемонстрировали композиты, полученные из суспензий с низким содержанием диборидов.

3 Заключение

Проведено систематическое исследование реологических свойств суспензий, содержащих дибориды гафния и циркония в качестве дисперсной фазы, фенолформальдегидную смолу в качестве связующего и ацетон в качестве растворителя. Исследована зависимость динамической вязкости и напряжения сдвига для суспензий различного состава как функции скорости сдвига в широком диапазоне значений. Из суспензий различного состава методом керамических препрегов получены образцы композитов, армированных непрерывными углеродными волокнами. Суспензии с низкой вязкостью продемонстрировали оптимальную способность к инфильтрации внутрь жгута углеродного волокна. Результаты однозначно показывают, что простая адаптация вязкости суспензии обеспечивает надежный способ формирования армированных волокном керамических матричных композитов с желаемой микроструктурой.

Список использованных источников

[1] B.R. Golla, A. Mukhopadhyay, B. Basu, S.K. Thimmappa, Review on ultra-high temperature boride ceramics, Prog. Mater Sci. 111 (2020) 100651.

[2] W.G. Fahrenholtz, E.J. Wuchina, W.E. Lee, Y. Zhou, Ultra-High Temperature Ceramics: Materials for Extreme Environment Applications, Wiley, New York, 2014.

[3] S. Tang, C. Hu, Design, Preparation and Properties of Carbon Fiber Reinforced Ultra-High Temperature Ceramic Composites for Aerospace Applications: A Review, J. Adv. Ceram. 33 (2017) 117–130.

[4] A.V. Utkin, V.E. Prokip, D.A. Bannykh, M.A. Golosov, N.I. Baklanova, Microstructure and Mechanical Properties of C_f/(ZrB_2–SiC) Composites Produced from Ceramic Ribbons, Inorg. Mater. 58 (2022) 183–189.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РНФ №23-19-00212.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ И ОБОРУДОВАНИЯ СИНТЕЗА НИТРИДНОЙ КЕРАМИКИ НА ОСНОВЕ КРЕМНИЯ ИЗ КОМПАКТИРОВАННЫХ ПОРОШКОВ НА ОСНОВЕ ДИСИЛИЦИДА ТИТАНА

В.В.Авруцкий, С.В. Воробьев, М.А.Мезенцев, к.т.н. Б.Мыктыбеков, А.В. Першин, А.Ш.Хамидуллин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе рассмотрены вопросы создания нитридной керамики на основе Si, в том числе процесс высокотемпературного синтеза из дисилицида титана, а также лабораторные установки для азотирования, созданные в ЦИАМ им. П.И.Баранова, на основе высокотемпературной печи с ВЧ разогревом с использованием промежуточного тела и НПО ООО «ЭКИПО» (г. Сергиев Посад) с использованием плазмо-химического процесса. Приведены параметры процесса, достигнутые при отработке режимов азотирования компактированных образцов из композиции $TiSi_2$ + Ni+Si_3N_4.

DEVELOPMENT OF TECHNOLOGY AND EQUIPMENT FOR THE SYNTHESIS OF SILICON-BASED NITRIDE CERAMICS FROM POWDERS OF A COMPOSITION BASED ON TITANIUM SILICIDE

V.V.Avrutsky, S.V. Vorobyov, M.A.Mezentsev, B.Myktybekov, A.V. Pershin, A.S.Khamidullin

CIAM, Moscow, Russia

The paper considers the creation of nitride ceramics based on Si, including the process of high-temperature synthesis from $TiSi_2$, as well as laboratory installations for nitriding created at the CIAM and EKIPO (Sergiev Posad). A high-temperature furnace with HF heating and an installation using a plasma-chemical process have been developed. The process parameters achieved by testing the nitriding modes of compacted samples from the $TiSi_2$ + Ni+Si_3N_4 composition are presented.

1 Введение

Керамические композиционные материалы (ККМ) на основе нитрида кремния являются одними из наиболее перспективных материалов для применения в условиях высоких температур благодаря их высокой термостойкости, огнеупорности, твердости, долговечности, стойкости к термическим ударам и химической стойкости.

Для получения композитов на основе нитрида кремния наиболее распространенными являются следующие способы:

- **Азотирование кремния в твёрдой или жидкой фазе** в среде азота или аммиака при 1000–1500 °C. Исходный порошок кремния должен быть средней дисперсности (22–50 мкм), для получения высокого выхода Si_3N_4 используют добавки $FeC1_3$, Fe_2O_3.
- **Восстановление диоксида кремния углеродом в среде азота**. Процесс включает азотирование смеси порошков углерода и кремнезёма в проточной атмосфере азота при температурах в диапазоне от 1400 °C до 1500 °C.
- **Самораспространяющийся высокотемпературный синтез (СВС)**. Технология основана на инициировании экзотермической химической реакции кремния с азотом и дальнейшем самопроизвольном распространении фронта горения в порошковых смесях с образованием нитрида кремния.
- **Плазмохимический синтез**. Процесс проводят в низкотемпературной плазме (5000–10000 °C) азота. Исходные компоненты — мелкодисперсные порошки кремния высокой чистоты.

При изготовлении керамических композитов с наполнителем в виде волокон и матрицей из Si_3N_4, при использовании чистого кремния в процессе изготовления происходит усадка матрицы, что затрудняет процесс изготовления. Поэтому было предложено использовать добавки, объем которых при азотировании возрастает, что приводит к самоуплотнению материала. Одним из лучших элементов такого рода является титан, который при

азотировании переходит в нитрида титана TiN. Объем нитрида титана увеличивается на 57%. Поэтому перспективным исходным веществом для синтеза керамики на основе нитрида кремния Si_3N_4 рассматривается интерметаллид дисилицид титана $TiSi_2$, применяемый, например, в микроэлектронике.

Процесс проходит в соответствии со следующими химическими реакциями:

$$2\ TiSi_2 + N2 \rightarrow 2\ TiN + 4\ Si \qquad (1)$$

$$6\ TiSi_2 + 11\ N_2 \rightarrow 6\ TiN + 4\ Si_3N_4 \qquad (2)$$

В ряде работ [1, 2, 3] были исследованы процессы азотирования $TiSi_2$. Наиболее выгодной температура процесса была определена T=1100°C Вследствие особенностей процесса азотирования, он занимает очень длительное время. Для его ускорения было предложено вводить добавку из Ni, что так же увеличило конверсию $TiSi_2$ в TiN - Si_3N_4 .

2. Лабораторная высокотемпературная установка для азотирования с ВЧ нагревом с промежуточным телом

В ЦИАМ проведены работы по отработке технологии азотирования $TiSi_2$ с использованием изготовленной на базе лабораторной вакуумной печи высокотемпературной установки (рис 1) с высокочастотным нагревом промежуточного тела в атмосфере азота (рис 2).

Рис. 1. Высокотемпературная установка для азотирования в газовой среде.

а. б.

Рис. 2. Узел индуктора высокотемпературной установки (а) с установленным в индукторе промежуточным телом и тигелем с образцом (б)

Было проведено азотирование образцов, изготовленных из композиции $TiSi_2$ + Ni+ Si_3N_4 при выдержке от 8 до 31 ч и температурах 1100°C и 1300°C при давлении азота P=1 ати. Азотированные образцы исследовались с использованием электронного сканирующего микроскопа с системой микроанализа.

Данная установка может быть использована для синтеза керамик различного состава, например, карбидных, карбид-нитридных, оксидо-нитридных и др. Температура синтеза зависит от температуры, которая может быть достигнута промежуточным телом.

Большая длительность и необходимость нагрева при высоких температурах заставляет искать способы повышения эффективности процесса азотирования $TiSi_2$ и упрощения технологии синтезирования нитридной керамической композиции.

3. Лабораторная установка для азотирования с использованием плазмохимической технологии

Одним из способов повышения эффективности может быть использование плазмо-химической технологии, аналогичной широко используемой для азотирования поверхности металлов ионно-плазменной имплантации.

ЦИАМ, совместно с НПО ООО «ЭКИПО» г. Сергиев Посад, проведена работа по оценке возможности применения плазмохимической технологии азотирования для получения нитридного композита. С этой целью была разработана и собрана лабораторная установка. Общая схема установки показана на рис 3.

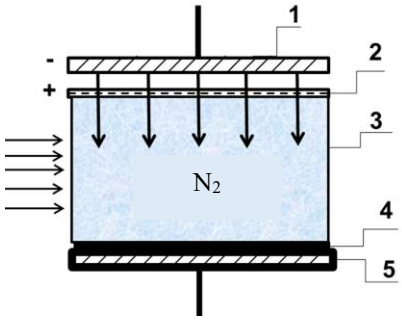


Рис. 3. Схема плазменной установки для азотирования в среде азота в условиях тлеющего разряда.

Активная газовая среда – азот - возбуждается пучком электронов, который формируется между плоским катодом 1 и сетчатым анодом 2, установленным с малым зазором 0,2 – 0,5 мм, и, пройдя сквозь сетку, в режиме «убегания» создает плазму 3. Энергия электронов пучка, в зависимости от

электрической схемы питания, может варьироваться в широком диапазоне. Возможен импульсный, импульсно-периодический с высокой частотой повторения и квазинепрерывный режим возбуждения активной среды. Электронный пучок формирует плазму в широком диапазоне концентраций химически-активных частиц $N^* = 10^{10} \div 10^{15}$ см$^{-3}$ с исключительно высокой однородностью в поперечном сечении, что позволяет осуществлять эффективную и равномерную обработку поверхности образца 4.

Электроны разгоняются в пространстве между анодом и катодом, проникают в активный объем, ионизуют активную среду. Ионы азота затем могут попасть на поверхность изделия в результате свободной диффузии.

Таким образом, энергия бомбардирующих ионов может меняться в очень широких пределах – от тепловой до сотен электронвольт, при этом условия горения основного разряда не изменяются, процесс хорошо регулируется, разряд стабилен. Полярность электродов может при необходимости изменяться. Установка работает в режиме тлеющего разряда

На установке плазменного азотирования (рис 4) разрядный узел 1 – 2 и образец были размещены в кварцевой трубе, причем образец размещался в нагревателе, а газоразрядный узел снаружи нагревателя (рис. 5)

Рис. 4. Лабораторная установка для азотирования с использованием плазмохимической технологии.

Рис. 5. Образец в процессе загрузки в плазмохимическую установку для азотирования.

Нагреватель, обеспечивал регулируемую температуру в диапазоне 200 ÷ 750 °C, которая контролировалась термопарой. Рабочая камера снабжена системой напуска, контроля и прокачки газа. Прозрачная труба позволяла выводить излучение плазмы на оптических канала регистрации с анализатором спектра излучения. Рабочая камера вакуумировалась до $10^{-3} \div 10^{-5}$ Торр, наполнялась газом до давлений P=0,1 Торр с режимом прокачки газа.

Возбуждение плазмы осуществлялось в импульсно-периодическом режиме с частотой следования импульсов до 40 кГц.

В зависимости от величины емкости длительность импульса тока варьировалась в диапазоне 0,5 – 2 мкс. Амплитуда импульса тока изменялась в пределах от до 0,2 А.

Обработка образцов проводилась в течении 40 и 180 минут при T= 700°C.

При использовании в качестве активной газовой среды различных газов и их смесей (O_2, CO_2, N) установка может быть использована для получения керамик различного состава.

4 Заключение

Были проанализированы условия синтеза керамических материалов на основе Si_3N_4 с использованием в качестве исходного состава композиций $TiSi_2$ + Ni+Si_3N_4. По результатам были разработаны и изготовлены лабораторные установки: высокотемпературная установка для азотирования с ВЧ нагревом с промежуточным телом в среде азота и установка для азотирования с использованием плазмохимической технологии с азотом в качестве активной среды. Произведена отладка установок и их опытная эксплуатация, показавшая их пригодность для отработки технологий синтеза в среде азота.

Кроме того, в зависимости от используемых исходных материалов образцов и газовых сред установки позволяют синтезировать различные керамические материалы, в т.ч. карбидные, карбид-нитридные, оксидо-нитридные и др. В дальнейшем предполагается использовать установки для отработки технологии изготовления деталей из ККМ различного состава, в частности, из нитрида кремния.

Список использованных источников

[1] L. Maillé*, Y. Le Petitcorps, J. Roger Low temperature matrix synthesis by activated nitridation of a $TiSi_2$ powder. Journal of the European Ceramic Society 37 Elsevier, (2017) 3885–3889

[2] Jerome Roger, Laurine Nouvian, Yann Le Petitcorps, Laurence Maillé. Nitridationenhancement of $TiSi_2$ powders by addition of nickel. Journal of Alloy sand Compounds, Elsevier, (2017)

[3] Simon Le Ber, Laurence Maillé, Francis Rebillat, Marie-Anne Dourges, Patrick Weisbecker, et al.. AN ACCURATE APPROACH OF THE NITRIDATION PROCESS OF $TiSi_2$ POWDER. Walter Krenkel. High Temperature Ceramic Materials and Composites, AVISOVerl.-Ges,2010,

ОСОБЕННОСТИ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ КАПОТА ГТД ИЗ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИТА

Н.В.Осадчий, В.Т.Шепель

ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск

В докладе рассматривается особенности подготовки и проведения огневых сертификационных испытаний створок капотов газогенератора авиационного ГТД, изготовленных из полимерных композиционных материалов. Несущие оболочки створок капотов изготовлены на основе стекловолокна, углеволокна и эпоксидных связующих и представляют собой сектора многослойных оболочек вращения двоякой кривизны. Обосновывается замена криволинейного образца на плоский, что допустимо с учетом протяженности зоны краевого эффекта с точки зрения пологой оболочки. Рассматриваются вопросы детализации перехода к конструктивно-подобным плоским образцам и схема приложения силовых факторов. Предложены способы повышения огненепроницаемости без существенного изменения конструкции створок.

ASPECTS OF FIRE TESTING OF THE GTE POLYMER COVPOSITE COWLING

N.V. Osadchiy, V.T. Shepel

UEC-Saturn PJSC, Rybinsk

The paper addresses the peculiarities of preparation and carrying out of fire certification tests of gas generator cowling flaps made flaps made of polymer composite materials, of aviation GTE. The structural skins of the cowling flaps are made of fiberglass, carbon fiber and epoxy binders and represent sectors of bicurved multilayered shell of revolution. In paper, the replacement of a curved specimen by a flat specimen, which is acceptable subject to the extent of the edge effect zone in terms of a hollow skin, is justified. The questions of detailing the transition to structurally similar flat specimens and the scheme of force factors application are reviewed. Ways of increasing fire resistance without significant changes in the design of the flaps are proposed.

Введение

Нормативной базой установления соответствия капота газогенератора силовой установки двигателя, в классе тяги 8000 даН является выполнение требований параграфов АП 25.1191(b)(1)(2)(3), АП 25.1193(c)(1)(1)(d)(e)(1)(3) [1]. Проведение огневых испытаний регламентируется циркуляром РЦ-D33.3(7). Схема проведения огневых испытаний по ISO 2685 [2].

Створки капотов представляют собой сектора пятислойных оболочек вращения с криволинейной образующей. Несущие оболочки створок капотов изготовлены из препрегов на основе стекловолокна, углеволокна и эпоксидных связующих, которые разделены слоями сотового заполнителя из стекловолокна. Капоты невозможно полностью разместить в зоне расположения пламени керосиновой горелки и невозможно при испытаниях реализовать ту же схему нагружения капотов, которая имеет место при их эксплуатации в составе ГТД. Поэтому огневые сертификационные испытания капотов необходимо проводить на конструктивно-подобных образцах. Качественный анализ элементов, наиболее уязвимых к пожару, показал, что для установления соответствия нормам летной годности достаточно испытать 5 конструктивно-подобных образцов, включающих:

1. Пластина из бисмалемидного полимерного композиционного материала и высокотемпературного препрега, не защищенная тепловым экраном.

2. Пластина высокотемпературного препрега на основе фталнитрильного связующего, моделирующая тепловой экран.

3. Зоны уплотнения стыка створок.

4. Зоны крепления фланцев замков к оболочке створки.

5. Зоны крепление кронштейнов подвески к оболочке створки.

Если конструкция первых трёх образцов ясна из конструкции капотов, и допустимость замены криволинейной створки плоским имитатором не вызывает сомнений, то разработка конструкции последних двух образцов требует решения вопроса: как обеспечить эквивалентность напряженно-деформированного состояния створки в составе КПЭ и в составе ГТД при заданной системе прилагаемых сил.

Анализ

1. Оценка возможности замены криволинейного элемента створки плоским.

Прежде всего, для упрощения конструкции элементов крепления стенда при проведении испытаний под нагрузкой целесообразно испытывать КПЭ, в котором створка представлена плоской пластиной, а не сектором криволинейной оболочки. Наилучшее совпадение здесь реализуется при использовании плоскости, которая является касательной к поверхности створки в месте расположения кронштейнов навески и фланцев замков. Авторы работы выполнили, с помощью коэффициентов первой и второй квадратичных форм [3], анализ степени уклонения Δ поверхности створки от её касательной плоскости. Анализ показал, что при принятых размерах образца в плане величина Δ/Rмин (Rмин – минимальный радиус кривизны створки в рассматриваемой области) укладывается в рамки погрешности, допускаемой линейной теорией пологих оболочек [4]. В этом случае можно принять коэффициенты первой квадратичной формы G_{11} и G_{22} равными 1, а коэффициент G_{12} равным 0. Кроме того, если размеры КПЭ в плане выбраны таким образом, что для КПЭ выполняется условие [8]: $a \geq 2\sqrt{3hR}$ (где a – размер пластины в плане, h – толщина створки, R – средний радиус кривизны створки), то и кривизной створки можно пренебречь при незначительной перегрузке КПЭ в сравнении с реальной створкой (при соответствующем снижении внешней нагрузки). Замена сектора криволинейной оболочки её касательной плоскостью в этом случае идёт в запас прочности, так как в криволинейной оболочке основная доля внешней нагрузки воспринимается силами, действующими в срединной поверхности. В то же время, в плоской пластине такие силы отсутствуют, и вся нагрузка воспринимается за счёт изгиба.

2. Принципы разработки конструкции имитаторов кронштейнов навески и фланцев замков.

Для плоского конструктивно-подобного образца уже не применимы штатные фланцы замков и кронштейны. Это связано с тем, что опорная поверхность кронштейна и фланца замка образована криволинейной поверхностью и, поэтому не может быть сопряжена с плоской пластиной, которая моделирует створку. Поэтому возникает задача разработки конструкции имитаторов кронштейнов и фланцев замков на основе следующих принципов:

1. Имитатор и реальный кронштейн или фланец замка должны иметь одинаковые жёсткости поперечных сечений основных силовых элементов. Это обеспечивается изготовлением имитаторов из того же материала (иметь одинаковый модуль упругости E), что и реальные кронштейны, а так же равенством геометрических характеристик поперечных сечений (площадь A и моменты инерции J) силовых элементов имитатора и реального кронштейна (или фланца замка). Заметим, что в данном случае материал, из которого изготавливается имитатор, можно изменить, пропорционально изменяя геометрические характеристики сечений имитатора таким образом, чтобы жёсткости сечений имитатора при растяжении ($A \cdot E$) и изгибе ($J \cdot E$) оставались постоянными. Понятно, что при такой замене коэффициент запаса прочности имитатора и реального кронштейна (фланца замка) должны быть одинаковыми.

2. Геометрические размеры, определяющие плечи моментов передаваемых с фланцев замков и кронштейнов на створки, у имитатора и кронштейна (фланца замка) должны быть одинаковыми.

Чтобы определить размеры, которые влияют на величины моментов, достаточно составить уравнения равновесия сил и моментов, действующих на створку относительно центра тяжести болтового стыка «фланец (кронштейн) – створка». При этом используется гипотеза «плоского» стыка [5, 6], согласно которой при деформации стык, перемещаясь в осевом направлении и поворачиваясь вокруг своих осей инерции, остаётся плоским. Данные уравнения равновесия позволяют так же подобрать нагрузки, которые необходимо приложить к образцу в условиях испытаний, чтобы достичь при испытаниях тех же сил и моментов на створке, что и при эксплуатации створки в составе ГТД.

В ряде случаев схему армирования и выкладки слоёв оболочек створок приходится изменять по результатам статических испытаний. Оценку допустимости использования для проведения огневых испытаний имитаторов створок со старой схемой выкладки слоёв можно оценить путём сравнения мембранной (B), смешанной (C) и изгибной (D) жесткостей старого и нового пакетов слоёв. Расчёт жесткостей выполняется по методике, описанной в работе [7].

3. Уточнение величин сил, прикладываемых к образцу при проведении испытаний

В ряде случаев определённая в п. 2 нагрузка является слишком большой. Связанно это с тем,

что выполнение условия равенства сил не всегда позволяет выполнить условия равенства моментов, передаваемых на створку. При этом силы или моменты приходится завышать по сравнению со значениями, которые реализуются в составе ГТД. Уточнение сил производится на основе аналитического [7] или численного расчёта напряжений в имитаторе створки, которые сравниваются с напряжениями, действующими в реальной створке.

При непрохождении испытаний на огненепроницаемость необходимо:

– уточнить конструкцию имитатора створки, включив в него все неучтённые элементы, которые могут оказать влияние на огненепроницаемость;

– уточнить схему нагружения образца при проведении испытаний, приблизив её к схеме нагружения кронштейна (фланца замка) в составе реальной створки;

– применить огнезащитные экраны,

– нанести слой огнезащитного покрытия ВОЗ-9, ВОЗ-9Х, Изоллат – 05 толщиной не менее 1 мм на зону, прилегающую к месту постановки на створку кронштейна навески или фланца замка.

Это позволяет обеспечить успешное прохождение испытаний без существенного изменения конструкции створки. Понятно, что вновь введённые элементы (экран или огнезащитное покрытие) должны быть введены в типовую конструкцию створки.

Относительно образца № 4, который моделирует уплотнения стыка створок, следует отметить следующее. Опыт проведения огневых испытаний Ω уплотнений показал, что успешность огневых испытаний в существенной мере зависит от степени предварительного их обжатия. Это связано с тем, что от ширины окна конструктивно - подобного образца зависит интенсивность действия потока пламени на уплотнение. Отвод тепла теплопроводностью от уплотнения в данном случае практически отсутствует.

Другим важным фактором успешности испытаний является корректное описание условий зачетности огневых испытаний, поскольку после отвода горелки продолжает горение уплотнения, которое имеет тлеющий характер с чередующимися отдельными вспышками.

Заключение

Подготовка к проведению огневых испытаний должна включать в себя:

1. Рациональный выбор размеров в плане и конструкции образца, чтобы исключить его перегрузку или недогрузку в процессе проведения испытаний, а также учесть все факторы, повышающие его огненепроницаемости.

2. Спроектировать имитаторы кронштейнов навески и фланцев замков, чтобы обеспечить передачу на имитатор створки тех же сил и моментов, что и при эксплуатации створки в составе ГТД.

3. Спроектировать приспособление для нагружения образца таким образом, что схема нагружения образца была максимально приближена к схеме нагружения кронштейна навески (фланца замка) в составе реальной створки.

4. Привести действующие на створку нагрузки к схеме нагружения, которая имеет место при проведении испытаний. При необходимости выполнить сравнительный расчёт напряжений.

5. Сформулировать корректные условия зачётности огневых испытаний.

6. При необходимости ввести в конструкцию огнезащитные покрытия или тонкостенные стальные экраны с их последующим введением (при успешном прохождении испытаний) в типовую конструкцию створки.

Список используемых источников

1. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. Авиационные правила. Часть 25. Межгосударственный авиационный комитет. Авиационный регистр. 2015 г. – 304 с.

2. ISO 2685:1998 - Воздушное судно. Методика испытаний бортового оборудования на воздействие окружающей среды. Стойкость к пожару в установленных пожароопасных зонах. (Aircraft - Environmental test procedure for airborne equipment - Resistance

3. П.К. Рашевский. Курс дифференциальной геометрии. Государственное издательство технико-теоретической литературы. Москва, 1950 г. – 428 с.

4. Линейная теория тонких оболочек / В. В. Новожилов, К. Ф. Черных, Е. И. Михайловский. – Л.: Политехника, 1991. – 656 с.

5. Лизин В. Т., Пяткин В. А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1994. – 384 с.

6. Биргер И. А. Расчёт на прочность деталей машин: Справочник /И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич. – М.: Машиностроение. 1993. – 640 с.

7. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение. 1988. – 272 с.

ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА СВОЙСТВА БАЛЛИСТИЧЕСКИ СТОЙКОЙ ОБОЛОЧКИ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА

И.Л. Гладкий, М.В. Морозова, М.А. Морозов
АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В работе представлен обзор исследований, выполненных для подтверждения работоспособности баллистически стойкой оболочки корпуса вентилятора в ожидаемых условиях эксплуатации в составе газотурбинного двигателя.

STUDIES OF OPERATING CONDITIONS INFLUENCE ON THE PROPERTIES OF BALLISTIC RESISTANT SHELL OF THE FAN CASING

I.L. Gladkiy, M.V. Morozova, M.A. Morozov.
UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia

This paper presents an overview of the research performed to validate the performance of a ballistic resistant fan housing shell under expected operating conditions as part of a jet engine

В конструкции газотурбинных двигателей в некоторых случаях применяется усиление корпусов вентилятора арамидными тканями (органотканью, баллистически стойкая оболочка - БСО) для обеспечения защиты от вылета фрагментов ротора с высокой кинетической энергией (рис. 1). Арамидные ткани обладают чрезвычайно высокими, относительно металлических материалов, удельными характеристиками (эффективная плотность ткани менее 1 кг/м^3, при этом эффективный предел прочности на уровне среднелегированных сталей). В то же время, у арамидных тканей, по отношению к металлическим материалам, может проявляться большая чувствительность к внешним воздействующим факторам при эксплуатации в составе газотурбинного двигателя.

При сертификации двигателя по нормам летной годности АП-33 [1], п. 33.15 (b) (1*) необходимо продемонстрировать, что «…материалы, используемые для изготовления ДСЕ двигателя, его систем и агрегатов, должны соответствовать действующим стандартам, которые гарантируют прочностные и другие свойства материалов, принятые при проектировании». Кроме этого, в соответствии с D33.3(9), должна быть исследована чувствительность материалов деталей к загрязняющим эксплуатационным жидкостям.

Рис. 1. Корпус вентилятора газотурбинного двигателя с усилением намоткой органотканью

Для применения органоткани в составе газотурбинного двигателя и для его сертификации был выполнен комплекс работ:

- совместно с ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» сформирован перечень возможных воздействующих факторов (ВВФ) на намотку корпуса вентилятора, которые могут влиять на его характеристики в процессе эксплуатации самолета и его обслуживании на стоянке;
- проанализированы нормативные документы на упаковку, транспортировку и хранение корпуса вентилятора с БСО на предмет возможности его повреждения;

- выполнены экспериментальные исследования наиболее важных видов ВВФ на механические и баллистически стойкие свойства тканей и клеевого соединения;

- выполнен анализ Общих Технических Требований к Средствам Индивидуальной Безопасности, для которых используются аналогичные органоткани, в рамках которых исследуются некоторые ВВФ, характерные и для газотурбинного двигателя;

- выполнен анализ исследований деградации свойств нитей, используемых для ткачества органотканей;

- введены конструктивные мероприятия (многослойная защита) БСО, предотвращающая контакт с ВВФ;

- в эксплуатационную документацию на двигатель введены требования по осмотрам корпуса вентилятора, интервалы осмотров и критерии повреждений БСО.

Вышеописанный комплекс мероприятий позволил обеспечить работоспособность БСО корпуса вентилятора при его эксплуатации, и сертификацию БСО на соответствие нормам АП-33 в составе двигателя.

Список использованных источников

[1] Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. // МАК: Отв. Ред. В. К. Куевда., Москва / изд. ОАО «Авиаиздат», 2012. – 78 с.

РАЗРАБОТКА ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ДОРАБОТКЕ ДЕЙСТВУЮЩИХ НЛГ-33 (АП-33) ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ ТРДД С РАБОЧЕЙ ЛОПАТКОЙ ВЕНТИЛЯТОРА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

Д.С. Пальчиков[1], Д.В. Афанасьев[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

На основе анализа зарубежных Норм летной годности, а также «специальных условий», сформирован перечень специальных испытаний РЛВ из ПКМ, направленный на обеспечение подтверждения прочностной надежности соединения «РЛВ-диск». Затронуты методические аспекты реализации «специальных условий» для РЛВ из ПКМ, включая методы и условия испытаний, критерии их зачетности.

DEVELOPMENT OF PROPOSALS TO FINALIZE THE EXISTING NLG-33 (AP-33) FOR CERTIFICATION OF ENGINES WITH A CARBON FIBER FAN BLADE

D.S. Palchikov[1], D.V. Afanasiev[2]
[1] CIAM, Moscow, Russia

Based on the analysis of foreign Standards of airworthiness, as well as "special conditions", the following list of special tests of composite fan blade has been formed, aimed at ensuring confirmation of the strength reliability of the fan blade retention system. The methodological aspects of the "special conditions" implementation for composite fan blade, including the methods and conditions of testing, criteria for their creditworthiness, criteria of meeting.

1 Введение

В нормах летной годности АП-33 [1] прямые требования к подтверждению прочностной надежности рабочих лопаток вентилятора (РЛВ) из полимерного композиционного материала (ПКМ) отсутствуют. Однако дополнением D33.3 «Дополнительные испытания компонентов двигателя» АП-33 предусмотрены испытания при наличии необычных конструктивных особенностей.

Согласно D33.3 «Дополнительные испытания компонентов двигателя»:

«Дополнительные испытания могут включать следующие виды испытаний, но не ограничиваться только ими (при наличии новых или необычных конструктивных и эксплуатационных свойств компонентов):

D33.3 (1) - Проверка устойчивости и прочности при воздействии механических и климатических факторов внешней среды;

D33.3 (14) - Испытания на долговечность (ресурс, срок службы).

Следует отметить, что новых нормах НЛГ-33 пункт «дополнительные испытания компонентов двигателя» вовсе отсутствует.

В Нормах летной годности США FAR-33 [2] прямые требования к подтверждению прочностной надежности РЛВ из ПКМ также не приведены. FAA принято, что РЛВ из ПКМ относится к деталям с новой или необычной конструктивной особенностью, а применяемые Нормы летной годности [2] «не содержат адекватных или надлежащих стандартов безопасности, учитывающих данные конструктивные особенности». В соответствии с CFR 14 §11.19 и 21.16 [3] для моделей двигателей с новыми конструктивными особенностями, связанными с лопатками вентилятора из ПКМ, предписываются к исполнению «Специальные условия» [4], содержащие дополнительные правила безопасности, которые Компетентный орган (FAA) считает необходимыми для установления уровня безопасности, эквивалентного уровню, установленному существующими правилами летной годности. Таким образом, за рубежом сертификация ТРДД с РЛВ из ПКМ осуществляется в соответствии с предписанными «Специальными условиями».

«Специальные условия» применялись к таким моделям двигателей как GE-90, GEnX, Ge9X, Leap-1A, Leap-1B, LEAP-1C. Следует отметить, что Европейские нормы (CS-E) непосредственно содержат «Специальные условия» для РЛВ из ПКМ, идентичные американским [5].

На основе анализа зарубежных специальных условий выявлено, что в рамках сертификации

двигателя испытания РЛВ из ПКМ должны проводится с учетом производственных дефектов, эксплуатационных повреждений, воздействия окружающей среды и минимального уровня прочностных свойств материала. Испытаниями должна быть доказана вероятность отказа (обрыва лопатки) на уровне $1 \cdot 10^{-9}$ на 1 час полета.

На основе анализа зарубежных Норм летной годности, а также специальных условий, сформирован следующий перечень специальных испытаний РЛВ из ПКМ, направленный на обеспечение подтверждения прочностной надежности соединения «РЛВ-диск»:

- испытания на статическую прочность (141% по окружной скорости);
- испытания на многоцикловую усталость (МнЦУ);
- испытания на малоцикловую усталость (МЦУ);
- испытания на комбинированное воздействие МЦУ и МнЦУ;
- испытания на длительную прочность;
- испытания на удар птицей;
- испытание на удар молнии.

2 Методы реализации «специальных условий» для РЛВ из ПКМ

В работе рассмотрены некоторые методические аспекты реализации «специальных условий» для РЛВ из ПКМ, основанные как на зарубежном опыте (GE), так и на опыте ЦИАМ. В частности, предложены методы испытаний полноразмерной РЛВ на МЦУ (рисунок 1), МнЦУ, комбинированной воздействие МЦУ+МнЦУ на лабораторных испытательных установках, сформулированы условия проведения данных испытаний и критерии их зачетности.

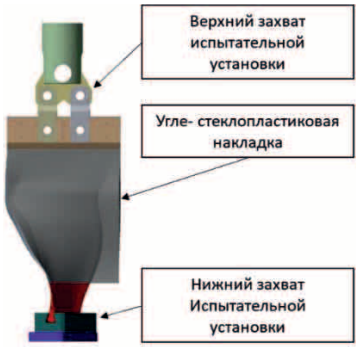


Рис. 1. Испытания РЛВ из ПКМ на МЦУ в условиях лабораторной испытательной установки

Рассмотрен зарубежный подход [6] к учету минимальных свойств материала при «специальных» испытаниях РЛВ на усталость, основанный на увеличении нагрузки и длительности испытаний (для достижения требуемого уровня надежности), которые, в свою очередь, определяются разбросом характеристик усталостной прочности материала РЛВ (параметры распределения Вейбулла). Взаимосвязь коэффициента увеличения нагрузки (LEF) и коэффициента длительности испытаний (K_N) определяется соотношением:

$$LEF(K_N) = \frac{\Gamma\left(\frac{\alpha_L+1}{\alpha_L}\right)^{\alpha_L/\alpha_R}}{\left(\frac{-\ln(P)\cdot K_N^{\alpha_L}}{\left\lceil \chi^2_\gamma(2n)/2n \right\rceil}\right)^{1/\alpha_R}} \quad (1)$$

где $\chi^2_\gamma(2n)$ - значение функции Хи-квадрат с 2n степенями свободы с вероятностью γ; α_L, α_R– разброс усталостных и статических прочностных свойств ПКМ соответственно (параметры формы распределения Вейбулла); $\Gamma = \int_0^\infty e^{-t} t^{(x-1)} dt$ - гамма функция; P – вероятность разрушения; n – размер выборки.

3 Заключение

На основании анализа зарубежных Норм летной годности, а также специальных условий, сформирован перечень «специальных» испытаний РЛВ из ПКМ, затронуты методические аспекты реализации «специальных условий» для РЛВ из ПКМ, включая методы испытаний, условия испытаний (учет минимальных свойств материала, учет повреждений, требуемый уровень надежности для РЛВ из ПКМ), критерии их зачетности. Рассмотренный комплекс «специальных» испытаний РЛВ из ПКМ предлагается к включению в действующие Нормы летной годности.

Список использованных источников

[1] Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила часть АП-33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. 2012, С.86.
[2] Federal aviation rules. Part 33 — airworthiness standards: aircraft engines.
[3] The Code of Federal Regulations. CFR 14 §11.19, 21.16 Special Conditions
[4] Federal Aviation Administration. Special Conditions: General Electric Company, GE9X Engine Models; Incorporation of Composite Fan Blades. FAA-2017-0171 Special Conditions No. 33-018-SC. 2017.
[5] European Aviation Safety Agency. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines. CS-E Amendment 6, 2020, C.220.
[6] Whitehead R.S., Kan H.P., Cordero R., Saether E.S. Certification testing methodology for composite structures: volume 1 – data analysis. Naval air development center report 87042-60 (DOT/FAA/CT-86-39); 1986.

ОТРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ ПКМ ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ НЕРЕГУЛЯРНОМ НАГРУЖЕНИИ

Р.А. Черноволов[1], А.Г. Калинин[1], А.В. Панков[1]
[1] ФАУ «ЦАГИ», Жуковский

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) широко используются в авиационной, автомобильной, строительной и других отраслях промышленности благодаря их высокой удельной прочности, коррозионной стойкости и возможности подбора свойств материала под конкретные условия эксплуатации. Однако неоднородная структура ПКМ и анизотропия характеристик делают прогнозирование усталостной прочности изделий из них весьма сложной задачей.
Несмотря на большое количество работ, посвященных исследованию усталостной прочности элементов из ПКМ, задача оценки влияния на них нерегулярного нагружения остаётся актуальной и сегодня. В связи с этим в работе приведены результаты проверки применимости методики оценки долговечности элементов из ПКМ при циклическом нерегулярном нагружении.

DEVELOPMENT OF A METHOD FOR ASSESSING THE DURABILITY OF PCM ELEMENTS UNDER CYCLIC IRREGULAR LOADING

R.A. Chernovolov[1], A.G. Kalinin[1], A.V. Pankov[1]
[1] TSAGI, Zhukovsky, Russia

Polymer composite materials (PCM) are widely used in the aviation, automotive, construction and other industries due to their high specific strength, corrosion resistance and the ability to select material properties for specific operating conditions. However, the heterogeneous structure of PCM and the anisotropy of the characteristics make predicting the fatigue strength of products made from them a very difficult task.
Despite the large number of works devoted to the study of the fatigue strength of PCM elements, the problem of assessing the effect of irregular loading on them remains relevant today. In this regard, the paper presents the results of testing the applicability of the method for assessing the durability of PCM elements under cyclic irregular loading..

1 Основные принципы методики оценки долговечности элементов из ПКМ

Методика оценки долговечности элементов авиационных конструкций из ПКМ, при эксплуатационном нагружении, основана на использовании обобщённой кривой усталости и включает пересчёт асимметричных циклов нагружения к эквивалентным по долговечности отнулевым циклам.

В работе [1] приведены основные положения методики оценки долговечности элементов из ПКМ при циклическом нерегулярном нагружении:

1) Степенная зависимость для построения кривой усталости для математического описания модели усталостного разрушения при одноосном нагружении.

2) Модифицированная формула Одинга в области растяжения и сжатия.

3) Относительная гипотеза линейного суммирования повреждений.

2 Результаты отработки методики

Представлен результат ряда работ проведенных усталостных испытаний образцов с различными вариантами укладок, выполненных для различных конструктивных элементов самолётов из разных композиционных материалов. Основной целью исследования являлось:

− проверка применимости методики оценки долговечности элементов из ПКМ при циклическом нерегулярном нагружении;

− определение усталостной долговечности элементарных образцов, изготовленных из полимерного композиционного материала (ПКМ);

− определение параметра к (эмпирического коэффициента в обобщённой формуле Одинга, определяемого по результатам испытаний).

Объектами исследования являлись образцы типа полоса со свободным отверстием (рисунок 1).

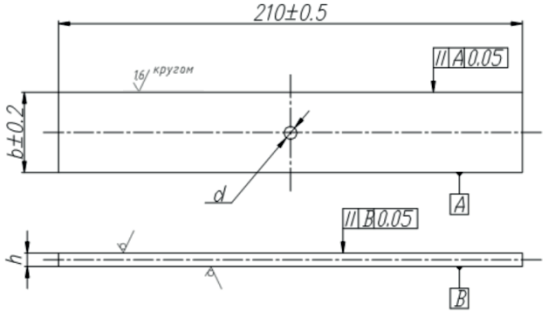


Рис. 1. Эскиз образца полоса со свободным отверстием

Согласно описанным в работе [1] программам нерегулярного нагружения были проведены экспериментальные исследования нескольких сотен образцов, изготовленных из четырех разных материалов и имеющих различные укладки. В результате анализа экспериментальных данных определен диапазон значений для параметра сумма усталостных повреждений A (диапазон 0.5 ÷ 2) и значение параметра κ модифицированной формулы Одинга (диапазон 0.7 ÷ 0.9). Такие величины суммы усталостных повреждений подтверждают отсутствие значимых нелинейных эффектов, влияющих на расчетную оценку долговечности образца ПКМ с концентратором типа свободное отверстие. Значение параметра κ, близкое к 1, свидетельствует о меньшем по сравнению с металлическими конструкциями влиянии среднего значения цикла на долговечность, так как при κ = 0 долговечность определяется только амплитудой цикла нагружения, а при κ = 1 – максимальным по модулю значением цикла.

3 Заключение

Методика оценки долговечности элементов из ПКМ при циклическом нерегулярном нагружении показывает хорошее схождение теоретического значения долговечности с экспериментальным и является эффективным инструментом для анализа усталостной прочности ПКМ.

Список использованных источников

[1] А.В. Панков. «Методика оценки долговечности элементов из ПКМ при циклическом нерегулярном нагружении». Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2016. Т.82. №9. С. 58-64.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАЛЕЧИВАНИЯ ТРЕЩИН В КОМПОЗИТАХ

М.Н. Перельмутер
Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва

Модель трещины с концевой областью на границе соединения различных материалов используется для оценки эффективности залечивания трещин в композиционных материалах. Цель моделирования процесса залечивания трещины при использовании этой модели состоит в вычислении коэффициентов интенсивности напряжений, которые рассматриваются как характеристики эффективности залечивания трещины. Для оценки времени регенерации связей при формировании концевой области трещины используется кинетическая модель.

MODELING OF CRACKS HEALING IN COMPOSITES

M.N. Perelmuter
Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, Russia

The bridged zone model for interface cracks is used to evaluate the efficiency of cracks healing in composite materials. The purpose of modeling cracks healing process using this model is to calculate the stress intensity factors, which are considered as characteristics of the crack healing efficiency. A kinetic model is used to evaluate bonds regeneration time during the crack bridged zone formation.

1 Введение

В последние десятилетия ведутся разработка и изучение материалов, обладающих свойством самозалечивания (автономно восстанавливающих начальные свойства при возникновении в них дефектов и трещин) [1,2]. Материалы, обладающими такими свойствами, применяются в различных отраслях промышленности. Важным направлением является разработка термозащитных самозалечивающихся покрытий лопаток турбин газотурбинных двигателей [3]. Экспериментальное изучение процессов самозалечивания материалов является чрезвычайно длительным и трудоемким. Моделирование этих процессов позволяет дополнить экспериментальные исследования и заполнить пробелы в эксперименте. Важным направлением является развитие моделей восстановления связей между поверхностями трещины и оценки времени восстановления работоспособности материала. Экспериментальные исследования выполнены по широкому кругу указанных проблем, но механико-математические модели и расчетные методики только начинают развиваться [4-6].

В данной работе для моделирования залечивания трещин в композитах используется модель, основанная на объединении модели концевой области трещины и кинетической термофлуктуационной теории.

2 Модель трещины со связями в концевой области

Рассмотрим прямолинейную трещину длины 2ℓ, расположенную на границе соединения двух полуплоскостей $|x| \le \ell, y = 0$ (рис. 1) из различных материалов. На удаленной границе области приложены равномерно распределенные нормальные к плоскости трещины напряжения σ_0. Выделим части трещины длины $d_1 = d_2 = d$ (концевые области трещины, одинаковые при растяжении), примыкающие к её вершинам ($\ell - d \le |x| \le \ell, y = 0$), в которых берега трещины взаимодействуют. Размер области взаимодействия является, ввиду восстановления связей, возрастающей функцией времени $d = d(t)$. Полагаем, что в каждый момент времени закон деформирования связей, в общем случае нелинейный, задан.

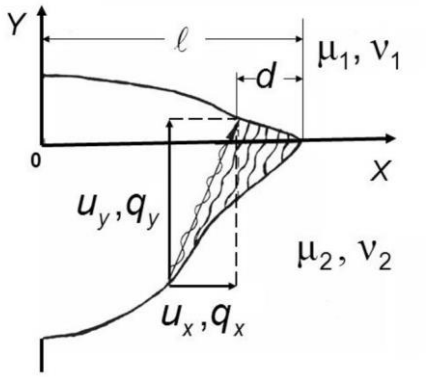


Рис. 1. Трещина со связями на границе соединения материалов

При действии внешних нормальных нагрузок в связях, соединяющих берега трещины в концевой области, возникают усилия $Q(x,t)$, имеющие

нормальную $q_y(x,t)$ и касательную $q_x(x,t)$ составляющие

$$Q(x,t) = q_y(x,t) - iq_x(x,t), \quad i^2 = -1 \qquad (1)$$

Ввиду возможного изменения свойств связей во времени усилия $q_{y,x}(x,t)$ являются функцией времени даже при постоянной внешней нагрузке. К берегам трещины приложены нормальные и касательные напряжения, численно равные нормальным и касательным усилиям, соответственно. Уравнение (1) дополняется соотношением, связывающим компоненты раскрытия трещины в концевой области $u_{x,y}$ и усилия в связях $q_{x,y}$ [7, 8]

$$\begin{aligned} &u_y(x,t) - iu_x(x,t) = c(x,t,\sigma)\left(q_y(x,t) - iq_x(x,t)\right), \\ &c(x,t,\sigma) = \gamma\left(x,t,\sigma\right)\frac{H}{E_b} \end{aligned} \qquad (2)$$

где $\sigma = \sqrt{q_x^2\left(x,t\right) + q_y^2\left(x,t\right)}$ – модуль вектора усилий в связях; функция $c(x,t,\sigma)$ - эффективная податливость квазилинейных связей, зависящая от положения связи вдоль концевой области, натяжения связи и времени; $\gamma\left(x,t,\sigma\right)$ – безразмерная функция, определяющая зависимость податливости связей от координаты, натяжения и времени; H – линейный размер, пропорциональный толщине зоны неоднородности на участке соединения материалов; E_b – начальный эффективный модуль упругости связей. Изменение эффективных податливостей связей во времени обусловлено восстановлением связей при формировании концевой области трещины. Усилия в связях $q_{y,x}(x,t)$ подлежат определению из решения задачи при заданной внешней нагрузке и известном законе деформирования связей. Используя выражения для производных раскрытия трещины при произвольных нагрузках $Q\left(x,t\right)$ на ее поверхностях, выражения для производных раскрытия трещины при действии внешних напряжений σ_0 , нормальных к плоскости трещины, можно получить (см. детали в [7, 8]) систему сингулярных интегро-дифференциальных уравнений (СИДУ) для определения усилий в связях $q_{y,x}(s,t)$ для прямолинейной трещины, расположенной на границе соединения полуплоскостей из различных материалов. Полагая, что усилия в связях изменяются с течением времени квазистатическим образом, определяем коэффициенты интенсивности напряжений $K_{\mathrm{I}}, K_{\mathrm{II}}$ для трещины на границе соединения материалов как для статической задачи

$$K_{\mathrm{I}} + iK_{\mathrm{II}} = (K_{\mathrm{I}}^{ext} + K_{\mathrm{I}}^{\mathrm{int}}) + i(K_{\mathrm{II}}^{ext} + K_{\mathrm{II}}^{\mathrm{int}}), \qquad (3)$$

где $K_{I,II}^{ext}$ и $K_{I,II}^{\mathrm{int}}$ коэффициенты интенсивности напряжений от действия внешних напряжений и от действия напряжений, приложенных к берегам трещины в концевой области. Используя выражения для напряжений на продолжении прямолинейной трещины на границе соединения полуплоскостей из различных материалов получаем выражения для $K_{I,II}^{\mathrm{int}}$ [7]. Модуль коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) определяется как

$$K_B = \sqrt{K_I^2 + K_{II}^2} \qquad (4)$$

Для моделирования залечивания криволинейных трещин в телах конечных размеров используется метод граничных элементов (МГЭ) [9,10]. Составная конструкция моделируется набором однородных подобластей. Такой подход позволяет рассматривать криволинейные трещины с концевой областью на границе соединения различных материалов. Для связей в концевой области трещины используются соотношения, аналогичные (2) [9,10]

$$\begin{aligned} &q_i(s) = \kappa_i(s,t,\sigma)\,\Delta u_i(s,t)\,, \\ &\Delta u_i(s,t) = u_i^p - u_i^q\,, \\ &\kappa_i(s,t,\sigma) = \varphi_i(s,t,\sigma)\frac{E_b}{H} \end{aligned} \qquad (5)$$

Здесь $i = 1, 2$ соответствует касательному и нормальному направлениям в точке s границы соединения подобластей, p, q - номера соседних подобластей, $\kappa_i(s,t,\sigma)$ - жесткость связей между поверхностями трещины, $\varphi_i(s,t,\sigma)$ - безразмерная функция, зависящая от положения точки s на участке соединения материалов и натяжения связей. При использовании МГЭ коэффициенты интенсивности напряжений определяются по перемещениям на элементах, примыкающих к вершине трещины [9], а модуль КИН определяется выражением (4).

3 Кинетика формирования концевой области трещины

Рассмотрим процесс восстановления связей между поверхностями трещины. Полагаем, что: а) в начальный момент времени поверхности трещины свободны от связей полностью или частично; б) между поверхностями трещины, расположенной на границе различных материалов, соединенных слоем адгезива с функцией самовосстановления [11], активизируется процесс залечивания, формируется концевая область трещины, $d\left(t\right)$ - размер зоны восстановленных адгезионных связей между берегами трещины, $u_{x,y}\left(x,t\right)$ - компоненты раскрытия трещины на краю концевой области, см. рис. 1.

Моделирование процесса восстановления связей между берегами трещины (формирования концевой области) при залечивании основано на следующих

допущениях [12]: 1) в начальный момент времени в трещину на границе соединения материалов попадает «залечивающий агент»; 2) степень заполнения трещины «залечивающим агентом» определяет размер концевой области трещины, формируемой в процессе залечивания ($d \le \ell$); 3) в трещине начинается процесс, приводящий к образованию связей между поверхностями трещины; 4) плотность связей между поверхностями трещины является возрастающей функцией времени; 5) возрастание плотности связей между поверхностями трещины сопровождается увеличением жёсткости связей. При моделировании процесса восстановления связей будем полагать, что возрастание плотности связей $n_h(x,t)$ между поверхностями трещины определяется кинетическим уравнением первого порядка [13]

$$\frac{dn_h(x,t)}{dt} = \frac{n_0 - n_h(x,t)}{\tau_h(x,\sigma)} \qquad (6)$$

где n_0 - максимальная плотность связей между берегами трещины, $\tau_h(x,\sigma)$ - характеристическое время восстановления связи. Увеличение плотности связей со временем приводит к возрастанию жесткости связей в концевой области трещины.

4 Результаты расчетов

Ниже приведены результаты численного моделирования залечивания трещин в композиционных материалах, полученные методом СИДУ. Расчёты выполнены для состояния плоской деформации для соединения нержавеющая сталь-полимер: $E_1 = 200\ ГПа,\ E_2 = 25\ ГПа, E_b = E_2$, коэффициенты Пуассона материалов полагались равными $\nu_1 = \nu_2 = 0.3$. Размер залечиваемой прямолинейной трещины - $2\ell = 10^{-3}\ м$, внешняя растягивающая нагрузка $\sigma_0 = 10\ МПа$. Параметры кинетического процесса [14,15]: энергия активации восстановления связей $U_h = 100\ кДж/моль$, $\tau_0 = 10^{-10} c$, максимальная плотность связей $n_0 = 10^{18} м^{-2}$, температура процесса $T = 310\ K$.

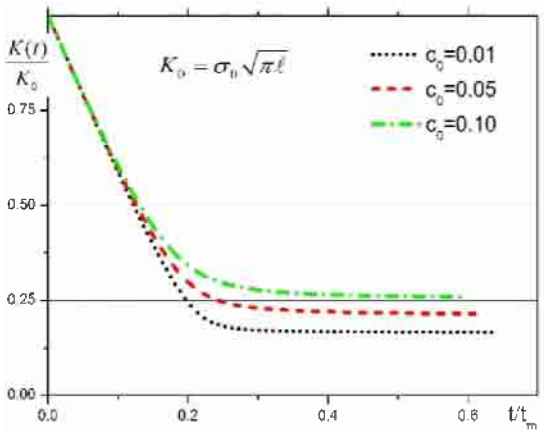


Рис. 2. Зависимость модуля КИН от времени при формировании связей, $d = \ell$

Предельное значение плотности восстановленных связей принималось равным $N_{cr} = 0.95 n_0$. Вычисления заканчиваются при выполнении условия формирования концевой области трещины (критерий залечивания)

$$\bar{N}(t_i) \ge N_{cr}, \quad \bar{N}(t_i) = \frac{1}{d}\int_{\ell-d}^{\ell} n_h(x,t_i)dx \qquad (7)$$

где $\bar{N}(t_i)$ - средняя плотность связей вдоль концевой области трещины в момент времени t_i , N_{cr} - предельное значение плотности восстановленных связей, $n_h(x,t_i)$ - зависимость плотности связей от времени.

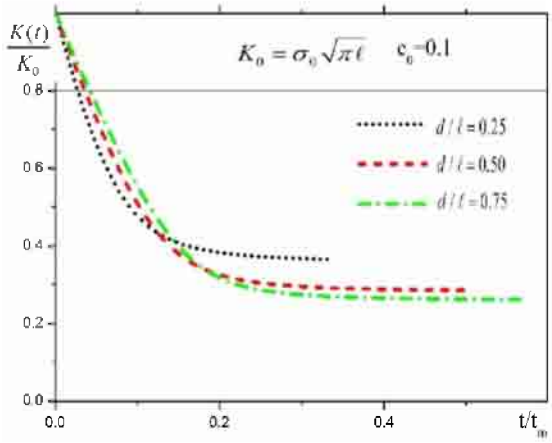


Рис. 3. Зависимость модуля КИН от времени при различной глубине заполнения трещины связями

Продолжительность процесса залечивания характеризуется безразмерным параметром t/t_m, где t - время формирования концевой области трещины, $t_m = A(T)/N_{st}$, здесь $N_{st} = 499$ - максимально допустимое число шагов по времени при решении системы СИДУ, $A(T) = \tau_0 \exp(U_h/RT)$, в последнем выражении $\tau_0 = \alpha h/kT$, h - постоянная Планка, k - постоянная Больцмана, T - абсолютная температура, α - безразмерный коэффициент, зависящий от типа материала (полимер, металл, керамика), U_h - энергия активации восстановления связей, R - универсальная газовая постоянная.

Эффективность процесса залечивания характеризуется снижением модуля КИН при возрастании жёсткости связей и увеличении размера концевой области трещины. В первой серии расчётов полагалось, что восстановление связей происходит вдоль всей трещины ($d = \ell$), первоначально свободной от связей. Зависимость модуля КИН (4) от времени представлена на рис. 2 для различных значений относительной податливости связей $c_0 = H/\ell$, сформированных в трещине после окончания процесса залечивания. На первом этапе формирования концевой области модуль

коэффициентов интенсивности напряжений убывает практически линейно, а при $(t/t_m) \geq 0.3$ этот параметр изменяется слабо. Результаты, приведенные на рис.3, получены для относительной податливости связей после окончания процесса залечивания $c_0 = 0.1$ и вариации размера концевой области трещины, формируемой в процессе залечивания. Эффективность залечивания для концевой области, занимающей четверть длины трещины, сопоставима с эффективностью этого процесса при большем заполнении трещины, $(d/\ell) = 0.5; 0.75$.

5 Заключение

Предложенная модель позволяет выполнять исследование физических процессов залечивания трещин в рамках подхода, основанного на объединении кинетической термофлуктуационной теории разрушения и модели концевой области трещины. Кинетическая теория формирования связей и модель концевой зоны трещины объединены в численном алгоритме и реализованы в форме вычислительной программы. При анализе процесса залечивания трещины модель позволяет определять снижение модуля коэффициентов интенсивности напряжений за счет восстановления связей с течением времени. Поскольку вычислительные результаты существенно зависят от исходных данных, то наибольший практический интерес при использовании этой модели представляет сравнительный анализ различных методологий залечивания трещин при соответствующих условиях нагружения.

Модель может быть использована для анализа процессов залечивания трещин в разных типах материалов с различной физико-химической природой этих процессов. Характер процесса залечивания определяет основные параметры модели: энергию восстановления связей, зависимость времени восстановления связей от положения внутри трещины, плотность связей после завершения процесса залечивания трещины и жесткость одной молекулярной связи. Большая часть этих параметров может быть определена только экспериментально для конкретного вида процесса залечивания. Определение параметров модели вместе с ее экспериментальной проверкой для различных типов материалов и процессов залечивания может позволить применять эту модель для анализа этих процессов в полимерах, керамике, металлах и их соединениях.

Работа выполнена по теме государственного задания (№ 124012500437-9).

Список использованных источников

[1] Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., Мащенко В.И., Ризаханов Р.Н. Оценка перспектив применения самовосстанавливающихся материалов и технологий на их основе // Перспективные материалы. – 2018. –№ 2. – С. 5-16.

[2] Snoeck D., Malm F., Cnudde V., Grosse C.U., Van Tittelboom, K. Validation of Self-Healing Properties of Construction Materials through Nondestructive and Minimal Invasive Testing // Adv. Mater. Interfaces. – 2018. – V. 5. – No.17. – P. 1-28.

[3] Nguyen S.T., Nakayama T., Takeda M., Hieu N.N., Takahashi T. Development of Yttrium Titanate/Nickel Nanocomposites with Self Crack-Healing Ability and Potential Application as Thermal Barrier Coating Material // MATERIALS TRANSACTIONS. – 2020. – Vol. 61. – Issue 8. – P. 1510-1516.

[4] Ozaki S., Osada T., Nakao W. Finite element analysis of the damage and healing behavior of self-healing ceramic materials // Int. J. Solids Struct. – 2016. – V. 100 – P.307–318.

[5] Ponnusami S. A., Krishnasamy J., Turteltaub S., Zwaag S. A cohesive-zone crack healing model for self-healing materials // International Journal of Solids and Structures. – 2018 –V. 134. – P. 249-263.

[6] Jefferson A.D., Freeman B.L. A crack-opening-dependent numerical model for self-healing cementitious materials // International Journal of Solids and Structures. – 2022 –Vol. 244–245 – 111601

[7] Гольдштейн Р.В., Перельмутер М.Н. Трещина на границе соединения материалов со связями между берегами // Изв. РАН. МТТ. – 2001. – № 1. – С. 94–112.

[8] Гольдштейн Р.В. Перельмутер М.Н. О кинетике формирования и роста трещин на границе соединения материалов // Изв. РАН. МТТ. – 2012. – № 4. – С. 32-49.

[9] Perelmuter M. Boundary element analysis of structures with bridged interfacial cracks // Computational Mechanics. – 2013. – V. 51, № 4. – P. 523-534.

[10] Perelmuter M. Analysis of interaction of bridged cracks and weak interfaces // Int. J. of Mech. Sci. – 2018. – V. 149. – P. 349–360.

[11] Banea M. D., da Silva L. F. M., Campilho R. D., Sato C. Smart Adhesive Joints: An Overview of Recent Developments // The Journal of Adhesion – 2014 – V.90 – P.16-40.

[12] Перельмутер М. Н. Моделирование кинетики самозалечивания трещин // Физическая мезомеханика. — 2019. — Т. 22, № 4. — С. 47–55.

[13] Khawam A., Flanagan D.R. Solid-state kinetic models: Basics and mathematical fundamentals // The Journal of Physical Chemistry. – 2006. – V. B 110. – P. 17315–17328

[14] Журков С.Н. Кинетическая концепция прочности твёрдых тел // Вест. АН СССР. – 1968. – № 3. – С. 46–52.

[15] Регель В.Г., Слуцкер А.И., Томашевский Э.Е. Кинетическая природа прочности твердых тел. М.: Наука. – 1974. – 560 с.

Исследование изменения прочностных свойств стеклопластика ВПС-53/Т-25 после натурного старения и ускоренных климатических испытаний

А.А. Нечаев[1], В.О. Старцев[1], д.т.н., М.Р. Павлов[1], к.х.н.

[1]НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, г. Москва

В работе исследованы показатели механической прочности и изменение рельефа поверхности стеклопластика ВПС53/Т-25 после экспозиции в натурных условиях умеренно теплого климата с мягкой зимой и умеренного климата, а также после имитационных воздействий двумя режимами лабораторных ускоренных испытаний

Investigation of changes in the strength properties of fiberglass VPS-53/T-25 after full-scale aging and accelerated climatic testing

A.A. Nechaev[1], V.O. Startsev[1], DTS, M.R. Pavlov[1], CCS

[1]Kurchatov Institute - VIAM, Moscow

The paper examines the mechanical strength and surface morphology of fiberglass VPS53/T-25 after exposure in natural conditions of a moderately warm climate with mild winters and temperate climates, as well as after simulated exposure to two modes of laboratory accelerated testing.

1 Введение

В работе исследовано старение стеклопластика ВПС-53/Т-25 [1,2] при экспонировании в условиях умеренного климата в Московском центре климатических испытаний ВИАМ (МЦКИ) и в умеренно теплом климате в Геленджикском центре климатических испытаний (ГЦКИ). Дополнительно проводили лабораторные ускоренные климатические испытания (УКИ), имитирующие процессы натурного климатические старения, по двум режимам (УКИ 1 и УКИ 2). УКИ включали в себя воздействие повышенной влажности, отрицательной температуры, солнечного излучения и перепады температур. Ключевым отличием между указанными режимами являлось увеличение плотности потока солнечного излучения в режиме УКИ 2, а также различия в последовательности воздействия ультрафиолетового излучения и влажности. В частности, в режиме УКИ 2 одновременно проводилось воздействие повышенной влажности и солнечного излучения, что позволило исследовать синергетических эффект данных факторов на материал.

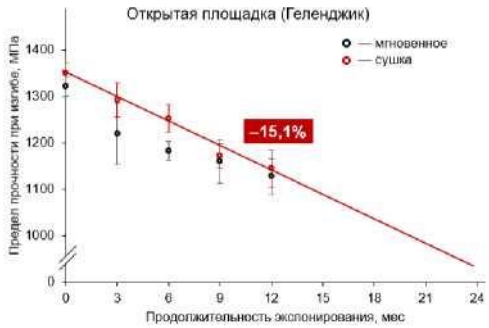
Для анализа изменения прочностных свойств материала были проведены испытания на трехточечный изгиб [3]. Предел прочности при изгибе определялся сразу после экспозиции («мгновенное» состояние), а также после сушки образцов до достижения постоянной массы, что позволило оценить обратимость воздействия влаги на механические свойства стеклопластика.

Для оценки влияния климатического старения на морфологию поверхности и структуру материала проводили исследование образцов из ПКМ на конфокальном сканирующем лазерном микроскопе.

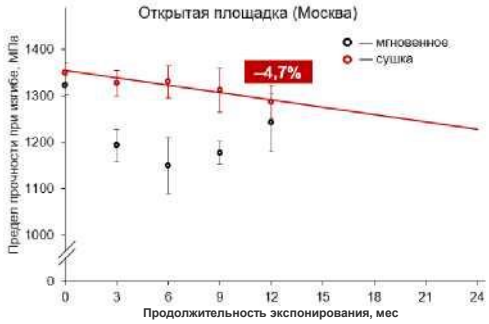
2 Анализ опытных данных

Оценка предела прочности при изгибе при натурном экспонировании показало, что влияние влаги значительно больше в условиях МЦКИ: различие в значениях предела прочности при изгибе в «мгновенном состоянии» и после сушки составляет 8%, а в условиях ГЦКИ — 3%. После 12 месяцев старения необратимое снижение предела прочности при изгибе в ГЦКИ в 3 раза больше чем в ГЦКИ (15,1% и 4,7%, соответственно).

После имитации 12 месяцев старения по режиму УКИ 1 наблюдается необратимое снижение предела прочности при изгибе на 7%, тогда как по режиму УКИ 2 снижение составило 9,5%. На основании полученных результатов можно предположить, что режим УКИ 1 в большей степени соответствует условиям натурного старения в МЦКИ, в то время как режим УКИ 2 отражает условия натурного старения в ГЦКИ. После получения данных о значениях предела прочности при изгибе 2 лет натурного экспонирования эта оценка будет уточнена.

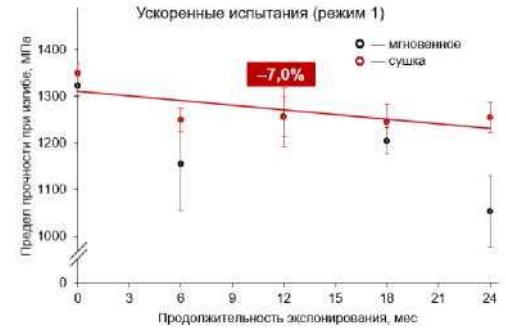


а)



б)

Рис. 1. Изменение предела прочности при изгибе от продолжительности экспонирования на открытой площадке ГЦКИ (а) и МЦКИ (б)



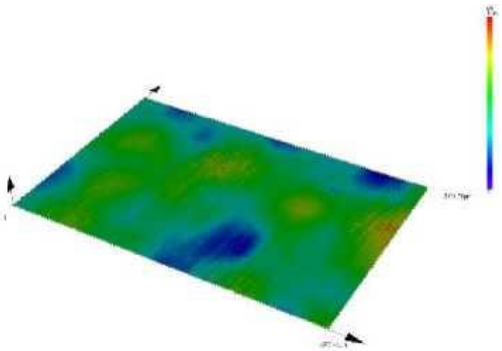
а)

б)

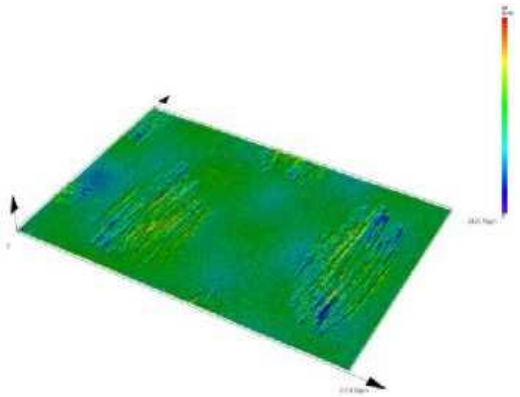
Рис. 2. Изменение предела прочности при изгибе от продолжительности экспонирования на открытой площадке УКИ 1 (а) и УКИ 2 (б)

Дефекты поверхности служат концентраторами напряжений, которые могут снижать прочностные характеристики материала, поэтому исследование поверхности является одним из перспективных методов оценки начальной стадии климатического старения [4].

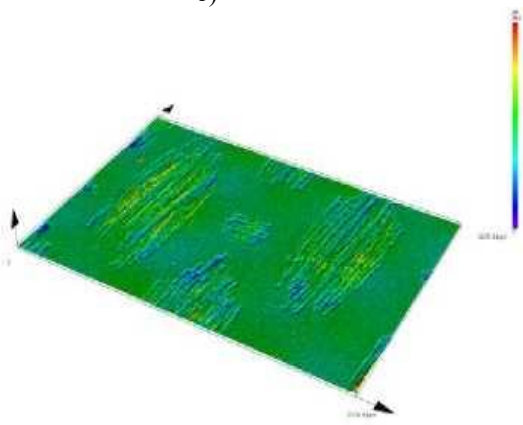
После всех видов старения было проведено исследование лицевой поверхности образцов. Оценка проводилась по показателю шероховатости (Ra). После натурного старения в МЦКИ и ГЦКИ в течение 12 месяцев наблюдается увеличение шероховатости с 0,59 мкм до 1,64 и 0,91 мкм соответственно. После ускоренного климатического старения в течение 24 месяцев по режиму УКИ 1 параметр (Ra) увеличился с 0,59 мкм до 0,82 мкм, а после УКИ 2 изменился с 0,59 мкм до 0,93 мкм.



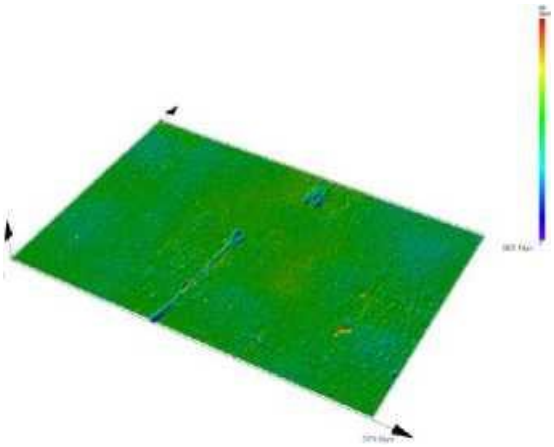
а)



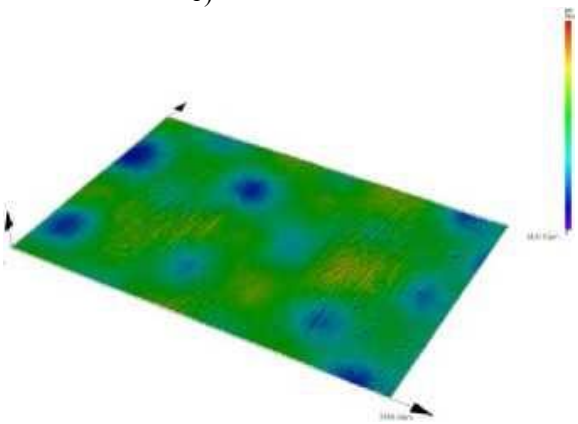
б)



в)



г)



д)

Рис. 3. Трехмерные модели поверхностей образцов стеклопластика ВПС-53/Т-25 в топографической цветовой кодировке в исходном состоянии (а), после экспозиции в МЦКИ 12 месяцев (б), после экспозиции в ГЦКИ 12 месяцев (в), после имитации по режиму УКИ 1 — 24 месяца (г), после имитации по режиму УКИ 2 — 24 месяца (д)

3 Заключение

По результатам работы подтверждено, что умеренно теплый климат с мягкой зимой по отношению к ПКМ более агрессивен, чем умеренный. После 12 месяцев экспозиции стеклопластика ВПС-53/Т-25 в ГЦКИ и МЦКИ наблюдается необратимое уменьшение предела прочности при изгибе на 4,7 и 15%, соответственно.

Результаты по ускоренным климатическим режимам УКИ 1 и УКИ 2 показывают их неэквивалентность. Режим УКИ 2 оказывает более агрессивное воздействие на прочностные свойства материала.

Исследование поверхности по показателю шероховатости (Ra) подтверждает агрессивное воздействие климатических факторов на материал.

Экспонирование до 18-24 месяцев позволит проанализировать дальнейшее изменение параметров предела прочности при изгибе и оценить изменение морфологии поверхности, а также позволит сопоставить эквивалентность режимов ускоренных испытаний, выяснить причины возможных различий и дать рекомендации по выбору режимов ускоренных испытаний полимерных композиционных материалов.

Список использованных источников

1. Коваль Т.В. Велигодский И.М., Громова А.А. Исследование пластифицирующего влияния влаги на свойства ПКМ на основе эпоксидного связующего ВСЭ- 34 после 5 лет экспозиции в различных климатических зонах // Труды ВИАМ: электрон.-науч.-технич, журн. 2021. N 9 (103). Ст. 11. URL:http://www.viam-works.ru (дата обращения:15.08.2024).DOl:10.18577/2307.6046-2021-0-9-1 05-116.

2. Старцев В.О., Молоков М.В., Постнов В.И., Старостина И.В. Оценка влияния климатического воздействия на свойства стеклопластика ВПС-53К //I Известия Самарского научного центра Российской Академии наук. 2017. Т. 19, N 4(2). С.220-228.

3. ГОСТ Р 56805-2015 Композиты полимерные. Методы определения механических характеристик при изгибе, Стандартинформ, 2016

4. Исследование изменения рельефа поверхности и влагопереноса в полимерных композиционных материалах в процессе климатического старения: Дис. канд. техн. наук. — М.: ВИАМ, 2024. — 178 с.

УСКОРЕННАЯ ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ ТИПОВЫХ КОНСТРУКТИВНО ПОДОБНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГТД ИЗ КОМПОЗИТОВ МЕТОДОМ ИНФРАКРАСНОЙ ТЕРМОГРАФИИ

Д.Г.Соломонов[1], М.Ш.Нихамкин[1]

[1] ПНИПУ, Пермь, Россия

Описанное исследование направлено на обеспечение усталостной прочности элементов авиационных двигателей из полимерных композиционных материалов. Цель работы: разработка и верификация метода ускоренных испытаний конструктивно подобных элементов авиационных двигателей из полимерных композиционных материалов для получения характеристик сопротивления многоцикловой усталости на основе применения инфракрасной термографии. Объектом исследования являются конструктивно подобные элементы авиационных двигателей из слоистого углепластика. Получены экспериментальные данные по оценке предела выносливости типовых элементов авиационных конструкций из углепластика с визуализацией полей температур.

RAPID EVALUATION OF FATIGUE STRENGTH OF TYPICAL STRUCTURALLY SIMILAR ELEMENTS OF GAS TURBINE ENGINES MADE OF COMPOSITES USINGINFRARED THERMOGRAPHY

D.G.Solomonov[1], M.S.Nikhamkin[2]

[1] PNRPU, Perm, Russia

The described study is aimed at ensuring the fatigue strength of aircraft engine components made of polymer composite materials. The purpose of the work: development and verification of the method of accelerated testing of structurally similar components of aircraft engines made of polymer composite materials to obtain characteristics of resistance to high-cycle fatigue based on the use of infrared thermography. The object of the study is structurally similar components of aircraft engines made of layered carbon fiber. Experimental data on the assessment of the fatigue limit of typical elements of aircraft structures made of carbon fiber with visualization of temperature fields are obtained.

1 Введение

В последние годы активно расширяется применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкциях авиационных двигателей [1-3]. Отдельные нагруженные элементы двигателей и мотогондол изготавливаются из слоистых углепластиков. Эти элементы работают в условиях вибраций, поэтому одной из важнейших задач, возникающих при решении задач надежности и ресурса, является обеспечение сопротивления многоцикловой усталости (МнЦУ) [4, 5].

Из-за многообразия схем армирования, влияния технологических и конструктивных факторов для ПКМ особую сложность представляет проблема переноса результатов испытаний стандартных образцов на натурное изделие. Это заставляет прибегать к испытаниям конструктивно-подобных элементов (КПЭ) [5-7].

Типичными элементами корпусов двигателей и мотогондол из ПКМ являются оболочки с фланцами и ребрами жесткости. Вследствие многообразия конструктивных и технологических факторов, сведений об усталостной прочности типовых элементов из ПКМ в литературе недостаточно. Влияние этих факторов на усталостную прочность композитов необходимо экспериментально оценивать каждый раз при выборе материала, схемы армирования, технологии. Проведение для этого традиционных усталостных испытаний – трудоемкий, дорогой и длительный процесс. В этой связи представляется актуальной разработка ускоренных методов оценки характеристик сопротивления усталостному разрушению ПКМ.

В работе [8] описана методика ускоренного определения характеристик усталости композитов, основанная на анализе теплового состояния образцов (IRT – метод, Infra-Red Thermography). Этот метод за последние 25 лет успешно применялся для определения предела выносливости металлов и композитов.

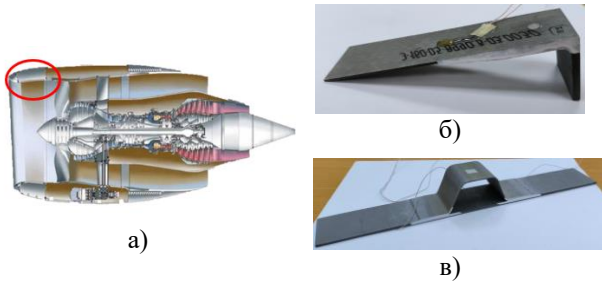
В работах [9-11] разработана основанная на термографическом методе методика экспресс-оценки предела выносливости конструктивно подобных элементов типовых авиационных конструкций из ПКМ.

Опыт использования термографического метода применительно к изделиям или конструктивно подобным элементам из ПКМ недостаточен. В связи с этим, получение экспериментальных данных о тепловом состоянии типовых элементов конструкции из ПКМ в процессе циклического нагружения в области многоцикловой усталости и разработка на их основе метода ускоренной оценки характеристик усталости представляется актуальным.

Цель исследования: разработка и верификация метода ускоренных испытаний КПЭ деталей авиационных двигателей из ПКМ для получения характеристик сопротивления МнЦУ на основе применения инфракрасной термографии.

2 Методика исследования

В настоящей работе рассмотрены два объекта исследования: критические зоны типичной оболочки с Г-образным фланцем и трапециевидным ребром жесткости (рис.1). Образец для исследований представляет собой вырезанный из натурной конструкции (рис.1 а) прямоугольный в плане фрагмент оболочки. Оболочка изготовлена из слоистого углепластика на основе однонаправленной углеродной ткани и эпоксидного связующего, а фланец и ребро жесткости – из слоистого углепластика на основе равнопрочной ткани. Оболочка и фланец, также как и оболочка и ребро жесткости склеены между собой. Размеры образца 150*40 мм, толщина оболочки 2 мм.



а) б) в)

Рис. 1. Объект исследования. Мотогондола ГТД (а), Г-образный фланец (б), ребро жесткости (в)

В процессе эксплуатации рассматриваемая конструкция подвергается воздействию вибрации. Она вызывает циклический изгиб оболочки и может привести к отслоению фланца и ребра жесткости [10,11]. Исследование проводили на экспериментальной установке на базе электродинамического вибростенда. Образец закрепляется на столе вибростенда в специальной оснастке. Он нагружается силой инерции закрепленного на нем груза при резонансных гармонических колебаниях по изгибной форме. При такой схеме испытаний обеспечивается симметричный цикл нагружения (коэффициент асимметрии цикла R=-1). В системе управления экспериментальной установки имеется автоматический регулятор мощности. Он поддерживает резонансную частоту колебаний и заданный режим нагружения в процессе испытаний образца. Деформация образца регистрировалась в непрерывном режиме тензодатчиком, расположенным на поверхности в наиболее нагруженной зоне. Частота резонансных колебаний составляет около 80 Гц. Саморазогрев образца при такой частоте не превышает нескольких градусов и не влияет на механические свойства углепластика. В процессе испытаний регистрируется также текущее число циклов нагружения и резонансная частота колебаний образца. Более подробное описание экспериментальной установки приведено в работе [10].

Поле температур на поверхности образца регистрируется в процессе испытаний бесконтактно с помощью прецизионной инфракрасной камеры.

3 Результаты и обсуждение

В соответствии с идеей IRT-метода [8], нагружение образца представляет собой последовательность блоков циклической деформации с постоянной в пределах блока нагрузкой. Уровень нагрузки задавали по амплитуде деформации ε_a.

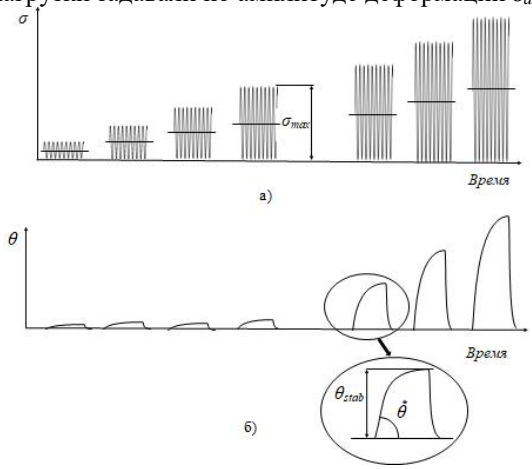


Рис. 2. Блочное нагружение образца (а) и характер изменения температуры его поверхности (б)

Блочное нагружение образца оболочки с Г-образным фланцем включало в себя 17 блоков. Амплитуды деформации увеличивались от блока к блоку в диапазоне (0,05 - 0,41) ε_{st} (ε_{st} –деформация, советующая разрушению при статическом нагружении материала оболочки). Блочное нагружение образца оболочки с ребром жесткости включало в себя 14 блоков. Диапазон амплитуд деформации составил (0,08 - 0,25) ε_{st}. Продолжительность каждого блока нагружения до стабилизации значения температуры в зоне саморазогрева в обоих случаях составила 40-50 тысяч циклов. Поле температур регистрировали через каждые 5000-10000 циклов. После каждого блока нагружения делали перерыв для охлаждения образца до исходной температуры. Частота нагружения была одинаковая, около 80 Гц.

На рисунке 3 показаны в качестве примера термограммы, зарегистрированные в конце двух блоков нагружения образца оболочки с фланцем. Область разогрева локализуется в зоне соединения фланца и оболочки (Рис. 3). С увеличением амплитуды деформации в блоке температура в этой зоне увеличивается.

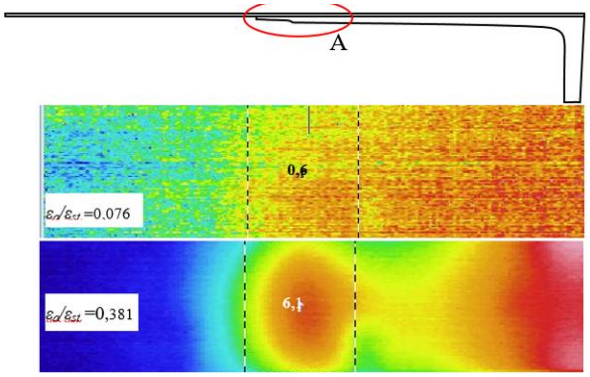


Рис. 3. Исследуемый образец оболочки с фланцем: 1- фрагмент оболочки, 2- фланец, 3- клеевой слой

Аналогичные результаты были получены для образца оболочки с ребром жесткости. На рисунке 4 показан пример температурного поля в конце одного из блоков нагружения. Видно, что температура повышается из-за самонагрева в области соединения оболочки с ребром жесткости.

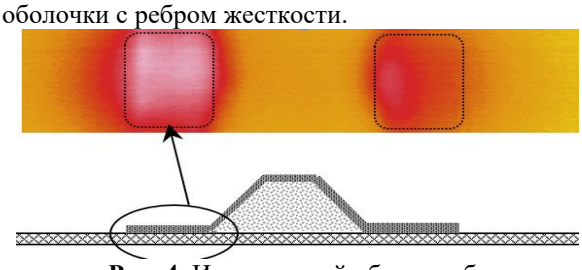


Рис. 4. Исследуемый образец оболочки с ребром жесткости: 1- фрагмент оболочки, 2- ребро жесткости 3- клеевой слой, 4- заполнитель пена

В процессе испытаний в каждом блоке нагружения регистрировали среднюю температуру по зоне разогрева. Для определения предела выносливости образцов использовали зависимости $\theta_{stab}^{max}(\varepsilon_a)$, где $\theta_{stab}^{max} = \mathrm{T}_{stab}^{max} - \mathrm{T}_0$ (T_{stab}^{max} – стабилизационная максимальная температура, T_0 – температура образца в начале блока).

Деформация ε_a*, соответствующая пределу выносливости, определяется как абсцисса точки пересечения аппроксимирующих прямых (рис. 5). Подробно методика проведения эксперимента и обработки результатов описана в работах [8,11].

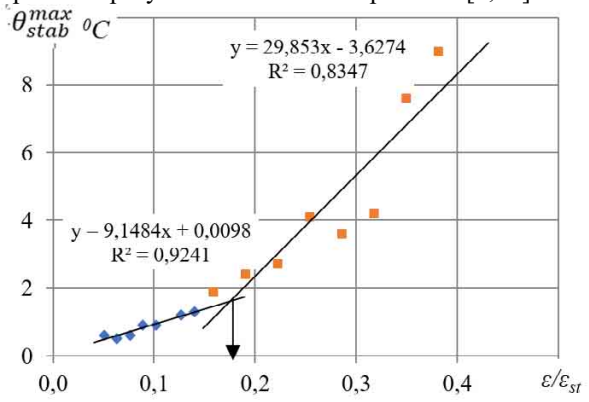


Рис. 5. Пример изменение параметра θ_{stab}^{mid} с ростом нагрузки в блоке

Значения ε_a*, полученные IRT-методом, согласуются с результатами стандартных усталостных испытаний (таблица 1). Расхождение лежит в пределах 9,8%. Учитывая рассеяние характеристик сопротивления многоцикловой усталости полимерных композиционных материалов, такую точность можно считать приемлемой.

Таблица 1.

Полученные значения предела выносливости для образцов

Метод испытаний	Г-образный фланец, ε_a */ ε_{st}	Ребро жесткости, ε_a*/ε_{st}
IRT	0,175	0,12
Стандартный	0,16	0,11
Расхождение	9,8%	9%

Для оценки запаса прочности по критерию многоцикловой усталости необходимо полученное значение амплитуды деформации ε_a*, сравнить с расчетным или измеренным значением амплитуды динамической деформации, действующей в натурной конструкции в условиях эксплуатации.

4 Заключение

- В рамках IRT-метода разработана методика экспериментальной экспресс-оценки амплитуды деформации, соответствующей пределу выносливости двух типовых элементов конструкции - соединения оболочки из слоистого углепластика с фланцем и с ребром жесткости. Методика основана на использовании эффекта саморазогрева материала при развитии усталостных повреждений и применении инфракрасной термографии для регистрации поля температуры на поверхности исследуемого объекта. Методика предполагает блочное циклическое нагружение образцов со ступенчатым увеличением амплитуды нагрузки в каждом последующем цикле. В каждом блоке нагружения регистрируется поле температур на поверхности образца, определяется стабилизационная температура. Предел выносливости определяется по резкому возрастанию температуры.
- Разработана конструкция и схема нагружения образцов, методика регистрации параметров их нагружения и саморазогрева, обработки результатов.
- Установлено, что усталостное разрушение образца происходит в областях соединения фланца и ребра жесткости с оболочкой. Там же наблюдается наиболее интенсивный саморазогрев при циклическом нагружении.
- Полученные результаты подтверждены результатами стандартных усталостных испытаний аналогичных образцов. Расхождение по амплитуде деформации, соответствующей пределу выносливости, лежит в пределах 9,8%. Такую точность можно считать приемлемой, с учетом рассеяния характеристик сопротивления многоцикловой усталости композитов.
- Применение IRT-метода позволяет существенно сократить количество испытываемых образцов, трудоемкость и продолжительность испытаний по сравнению со стандартными усталостными испытаниями. Это позволяет рекомендовать разработанную методику для проведения сравнительных испытаний при выборе конструкторских и технологических решений.

Список использованных источников

[1] Келли А. Инженерный триумф углеволокон // Композиты и наноструктуры. – 2009. – №1. – С.38-49.
[2] Каблов Е.Н. ВИАМ: материалы нового поколения для ПД-14 // Крылья Родины. – 2019. – №7–8. – С. 54–58.
[3] Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных

двигателей и энергетических установок. т.2. М., Машиностроение, 2008, 368 с.

[4] Каримбаев Т.Д. Оценка усталостной долговечности изделий из композиционных материалов// Авиационные двигатели. – 2020. – Т.4 (9) – С.75 – 93.

[5] Каримбаев Т.Д., Луппов А.А., Афанасьев Д.В. Рабочие лопатки вентиляторов из углепластика для перспективных двигателей. Достижения и проблемы // Двигатель. – 2011. – №6 (78). – С. 2-7

[6] Стрижиус В.Е. Некоторые закономерности усталостного разрушения элементов композитных авиаконструкций // Композиты и наноструктуры. – 2016. – Т.8. – №4. – С.265-271.

[7] Соломонов, Д.Г., Нихамкин М.Ш., Торопицина А.В. Выбор конструктивно-подобных элементов для испытаний на усталость авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 69. – С. 62–70.

[8] Соломонов Д.Г., Нихамкин М.Ш. Ускоренная оценка предела выносливости полимерных композиционных материалов методом инфракрасной термографии // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. – 2025. – 91(2). – с. 76-84.

[9] Соломонов Д.Г., Саженков Н.А., Конев И.П., Торопицина А.В., Нихамкин М.Ш. Закономерности усталостного разрушения типового композитного фланца // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2023. – № 3. С. 145–153.

[10] Соломонов Д.Г.; Нихамкин М.Ш.; Семенов С.В.; Торопицина А.В. Тепловое состояние композитных образцов с ребрами жесткости при высокочастотном циклическом нагружении//Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2024. № 76

[11] Соломонов Д.Г.; Нихамкин М.Ш. Ускоренная оценка усталостной прочности конструктивных элементов из полимерных композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2023. Вып. 1 (169)

МОДЕЛИРОВАНИЕ НИЗКОСКОРОСТНЫХ УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В СИЛОВЫХ ПАНЕЛЯХ КРЫЛА ИЗ ПКМ

Ю.И. Дударьков, М.В. Лимонин
ФАУ «Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского»,
г. Жуковский, Московская обл.

Предлагается один из возможных подходов к моделированию низкоскоростных ударных повреждений в силовых панелях крыла из ПКМ. В основе лежит предположение, что разрушение композита происходит в результате локальной потери устойчивости зоны повреждения. Приводится методика оценки локальной устойчивости и расчетно-экспериментальные данные, подтверждающие это предположение. Основываясь на данном подходе, была разработана методика выбора рациональных параметров панелей, с учетом наличия в них нормированных ударных повреждений. Показано, что применение этой методики может приводить к существенному повышению весовой эффективности силовых панелей крыла из ПКМ.

LOW-VELOCITY IMPACT DAMAGE MODELLING IN COMPOSITE WING LOAD BEARING PANELS

Yu.I. Dudarkov, M.V. Limonin
FAA TsAGI «Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N.E. Zhukovsky»,
Zhukovsky, Moscow region

One of the possible approaches to modeling low-velocity impact damage in composite wing load bearing panels is proposed. It is based on the assumption that the destruction of the composite occurs as a result of a damage zone local buckling. A methodology for assessing local buckling and computational and experimental data confirming this assumption are presented. Based on this approach, a methodology has been developed for selecting rational panel parameters with taking into account the presence of normalized impact damage in it. It is shown that the application of this technique can lead to a significant increase in the weight efficiency of composite wing load bearing panels.

1 Введение

Одной из проблем на пути эффективного внедрения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовые агрегаты авиаконструкций является их высокая чувствительность к ударным повреждениям. Имеющиеся экспериментальные данные по испытаниям на сжатие силовых панелей крыла показывают, что при наличии нормированных ударных повреждений их прочность снижается в 1.5-2 раза [1]. В настоящее время формирование критериев остаточной прочности конструкции происходит в основном на экспериментальном уровне, что требует значительных временных затрат и материальных ресурсов. Механика разрушения композита при наличии ударных повреждений все еще остается малоизученной областью, что препятствует использованию теоретических методов оценки остаточной прочности с необходимой степенью достоверности. Наиболее перспективные расчетные технологии моделирования остаточной прочности базируются на методах прогрессирующего разрушения, что дает возможность моделировать развитие размеров зоны повреждения и оценивать несущую способность конструкции. Применение этих методов требует значительных затрат ресурсов компьютера, поскольку используются весьма подробные 3D расчетные модели и нелинейные методы решения задачи [2-4]. Также необходимо располагать набором экспериментальных данных для определения удельной энергии расслоения при различных модах разрушения композита.

В рамках данной работы предлагается иной подход к рассмотрению механики разрушения, в основе которого лежит предположение о локальной потере устойчивости композита в зоне повреждения. В отличие от изотропных материалов слоистые композиты имеют высокую степень анизотропии характеристик в плоскости и поперечном направлении. Как следствие, деформации поперечного сдвига могут оказывать существенное влияние на характеристики устойчивости силовых элементов конструкций из композита. Низкоскоростной удар приводит к

дефрагментации матрицы монослоев композиционного пакета и снижению его характеристик поперечного сдвига. В результате дефрагментации матрицы могут возникать условия для локальной потери устойчивости композита в области ударного повреждения, которая будет происходить преимущественно по сдвиговой моде. В целях обоснования высказанного предположения был выполнен цикл расчетно-параметрических исследований с привлечением имеющихся экспериментальных данных [5, 6].

2 Расчетно-параметрические исследования

Расчетные исследования проводились на моделях образца в виде пластины и двухстрингерной панели, построенных на основе 2D конечных элементов с учетом деформаций поперечного сдвига [5]. Методика исследований заключалась в определении зависимости критических напряжений потери устойчивости образца от степени снижения модуля упругости поперечного сдвига композиционного пакета и размеров зоны повреждения. Варьирование модуля поперечного сдвига композиционного пакета в зоне ударного повреждения задавалось выражением $G_{var} = (1 - k_G)G_0$, где коэффициент k_G определял степень деградации свойств матрицы, а G_0 – модуль поперечного сдвига неповрежденного композита. На рис. 1 показана типичная зависимость критических напряжений потери устойчивости образца и стрингерной панели от коэффициента k_G.

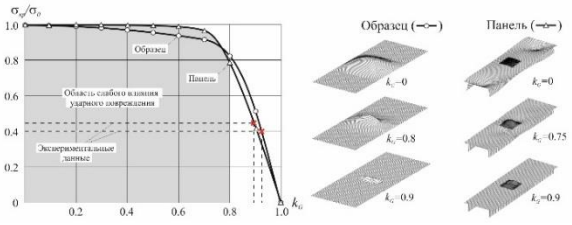


Рис. 1. Зависимость критических напряжений потери устойчивости образца и стрингерной панели от степени деградации матрицы

На рисунке достаточно отчетливо наблюдается область слабого влияния ударного повреждения на устойчивость образца, после чего происходит резкое снижение критических напряжений в результате локальной потери устойчивости зоны повреждения.

3 Результаты экспериментальных исследований

В целях установления корреляционной зависимости между степенью повреждения матрицы композита и энергией нанесенного удара были проведены испытания двухстрингерных конструктивно-подобных образцов верхней панели крыла на остаточную прочность [6]. Результаты этих испытаний показаны на рис. 2.

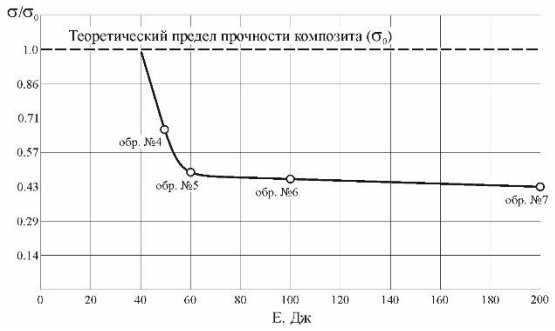


Рис. 2. Остаточная прочность панели при различной энергии удара

Полученные результаты позволили построить зависимость степени деградации матрицы от энергии удара путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных (см. рис. 3).

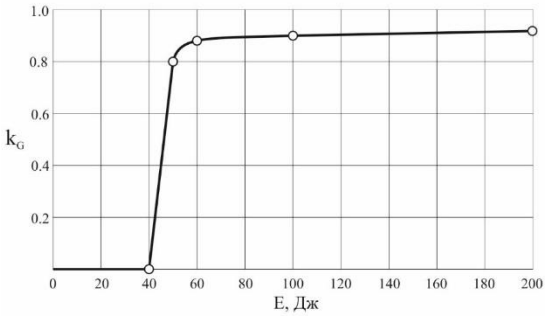


Рис. 3. Зависимость коэффициента k_G от энергии удара

Из приведенных графиков видно, что резкое снижение остаточной прочности образца и соответственно возрастания степени деградации матрицы происходит в узком диапазоне изменения энергии удара (40-60 Дж). Дальнейшее увеличение энергии удара мало влияет на степень деградации матрицы. Это дает возможность при нормированной величине энергии удара 140Дж достаточно точно задавать коэффициент k_G и использовать его при моделировании ударных повреждений в крупных агрегатах конструкции планера самолета, не прибегая к трехмерным моделям и итерационным процессам, ограничиваясь только бифуркационной постановкой задачи.

4 Выбор рациональных параметров панелей

Предлагаемый подход к моделированию ударных повреждений в композите дает возможность рассмотреть вопрос о рациональном выборе параметров силовых панелей крыла с учетом этого фактора [7]. В основе метода лежит перераспределение характеристик жесткости между обшивкой и стрингерами таким образом, чтобы в каждом из этих элементов панели при расчетной нагрузке возникали напряжения, близкие к допускаемым. В качестве допускаемого для стрингера принимается напряжение предела прочности его пакета, для обшивки –

допускаемые напряжения с учетом наличия ударного повреждения при ограничении на ее местную потерю устойчивости. Выбор характеристик жесткости обшивки выполнялся за счет варьирования укладки и числа монослоев в пакете. На примере реального конструктивно-подобного образца панели крыла показано, что такой подход приводит к значительному повышению ее весовой эффективности. На рис. 4 дано сравнение исходного и оптимизированного вариантов панели.

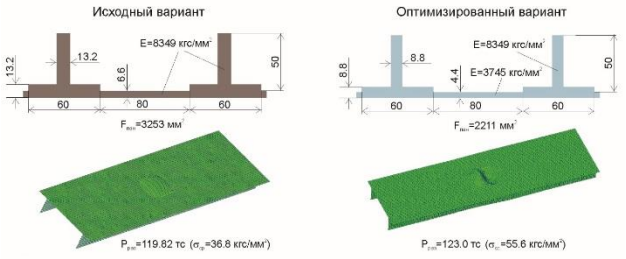


Рис. 4. Сравнение параметров исходного и оптимизированного варианта панели

В результате оптимизации параметров панели ее вес снизился почти в 1.5 раза при сохранении величины несущей способности. Это указывают на то, что концепция “черного крыла”, когда характеристики жесткости стрингера и обшивки принимаются одинаковыми, может приводить к нерациональному использованию возможностей композита по варьированию его параметров жесткости и прочности.

5 Заключение

В целом, результаты проведенных расчетно-экспериментальных исследований подтвердили сделанные теоретические предположения, что механизм разрушения композита при наличии ударного повреждения связан с его локальной потерей устойчивости вследствие снижения характеристик жесткости поперечного сдвига пакета. Разработанная методика моделирования ударных повреждений композита может быть использована на ранних этапах проектирования верхних панелей крыла для оценки его остаточной прочности и определения уровня допускаемых напряжений (деформаций). Продемонстрированы потенциальные возможности предлагаемого подхода для повышения весовой эффективности крыла среднемагистрального самолета

Список использованных источников

[1] В.И. Голован, В.И. Гришин, А.С. Дзюба, Г.Н. Замула, М.В. Лимонин, Ю.И. Дударьков, В.С. Писарев, К.А. Балунов Проектирование, расчёты и статические испытания металлокомпозитных конструкций. – М.: Техносфера, 2022. – 407 с.

[2] S.I. Thorsson, A.M. Waas, M. Rassaian Numerical investigation of composite laminates subject to low-velocity edge-on impact and compression after impact // Composite Structures, 2018. №203, pp. 648 – 658.

[3] R. Borrelli; S. Franchitti; F. Romano, U. Mercurio A numerical procedure for the virtual compression after impact analysis // Advanced Composites Lettets, 2015. vol. 24, Iss. 4, pp. 57 – 67.

[4] М.И. Мартиросов, А.Л. Медведский, А.В. Хомченко Поведение слоистых элементов конструкций из полимерного композита с внутренними дефектами при нестационарных воздействиях // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2020. – Т.26. – №2. – С.259-268.

[5] Ю.И. Дударьков, М.В. Лимонин Локальная устойчивость слоистого композита в зоне ударного повреждения // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2023. – Т.29. – №1. – С.35-53.

[6] Ю.И. Дударьков, М.В. Лимонин Экспериментальные исследования влияния низкоскоростного удара на остаточную прочность силовых панелей из ПКМ // Механика композиционных материалов и конструкций. 2024. Т.30, №1, с. 72 – 84.

[7] Ю.И. Дударьков, М.В. Лимонин К вопросу выбора рациональных параметров силовых панелей крыла из ПКМ при наличии ударных повреждений // Ученые записки ЦАГИ, Т.56, №5, 2025 г. (статья принята в печать)

АРАМИДНЫЕ ОРГАНОПЛАСТИКИ ДЛЯ КОРПУСОВ ВЕНТИЛЯТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Ч. Кан, Г.С. Кулагина, Н.А. Соловьева, Г.Ф. Железина
НИЦ «Курчатовский институт»-ВИАМ, Москва
2

В работе проведены исследования ударостойкости слоистых органопластиков на основе арамидных тканей и полимерного связующего. Установлены зависимости стойкости к ударному воздействию от типа армирующего наполнителя, связующего, структуры пакета и др.

.

ARAMID ORGANOPLASTICS FOR FAN HOUSINGS OF AIRCRAFT ENGINE

A.Ch. Kan , G.S. Kulagina, Solovieva N.A., Zhelezina G.F.
NRC «Kurchatov institute» - VIAM, Moscow, Russia

The work studies the impact resistance of layered organoplastics based on aramid fabrics and a polymer matrix. The dependencies of impact resistance on the type of reinforcing filler, binder, and package structure were established.

1 Введение

К ряду элементов конструкций авиационных изделий предъявляются повышенные требования по ударной стойкости, один из них - это корпус вентилятора турбореактивного авиационного двигателя. Конструкция корпуса вентилятора предназначена для обеспечения защиты от осколков при разрушении лопаток вентилятора в случае внештатных ситуаций во время полета, связанных с попаданием посторонних предметов и птиц [1].

В НИЦ «Курчатовский институт»-ВИАМ разработаны ударостойкие материалы - органопластики на основе тканей из арамидного волокна различной текстильной структуры и полимерного связующего. Арамидные органопластики обладают рядом преимуществ- они в 5 раз легче стали при сопоставимой прочности и не подвержены коррозии [1-3].

2 Ударостойкие арамидные органопластики

Изготовление детали из органопластика осуществляется автоклавным формованием из препрега, представляющего собой арамидную ткань либо пропитанную полимерным связующим, либо дублированную с пленочным полимерным связующим. Слоистая структура органопластика, отличающейся высокими показателями ударной вязкости способна гасить энергию удара и удерживать осколки разрушенных механизмов, предотвращая пробитие корпуса и повреждение двигателя.

Показано, что при толщине панели 5 мм исследуемые органопластики обеспечивают стойкость к ударным воздействиям в соответствии с требованиями АП-25 п.25.795.

Исследовано применение арамидных тканей различной текстильной структуры: сатинового и полотняного переплетения на основе нитей номинальной линейной плотности 58,8 и 100 текс.

Было установлено, что в зависимости от структуры слоистого материла наблюдается различный характер его разрушения при воздействии удара высокой интенсивности. Так из органопластиков на основе тканей полотняного переплетения формируется более жесткий каркас подложки и характерен разрыв армирующих волокон в области контакта с осколочными элементами. В случае применения органопластиков на основе тканей сатинового переплетения чаще наблюдается вытягивание волокон.

Было показано, что за счет варьирования армирующих наполнителей различных текстильных форм в органопластике, слои которого по-разному воспринимают ударные воздействия, возможно регулировать свойства органопластика.

Стойкость органопластиков зависит так же от типа полимерной матрицы, которая отвечает за уровень взаимодействия с арамидным волокнистым наполнителем и формирование структуры композита. Наибольшую стойкость к ударным воздействиям имеют арамидные органотекстолиты на основе пленочного связующего, в котором полимерная матрица практически не проникает внутрь волокнистой структуры арамидной ткани, а выступает

в качестве промежуточного слоя между слоями армирующего наполнителя.

Полимерная матрица локализована между слоями армирующего наполнителя (ткани), что позволяет максимально реализовать свойства ткани, обеспечивающие ударостойкость композиционного материала. Реализация стойкости к ударным воздействиям арамидной ткани в таком композите составляет 89 - 98 % в зависимости от структуры композита.

Так же показано, что органопластики могут применяться в сочетании с алюминиевыми, титановыми, магниевыми сплавами для обеспечения высокой ударостойкости и весовой эффективности.

Исследованы влияние толщины, порядок чередования слоев металла и органотекстолита, сочетания с алюминиевыми, титановыми, магниевыми сплавами. Проведенные исследования позволяют рассматривать металлические сплавы как перспективный компонент слоистых металло-органотекстолитов для создания ударостойких конструкций с оптимальными защитными и весовыми характеристиками.

3 Заключение

Для авиационных двигателей органопластики решают очень важную проблему – обеспечение непробиваемости корпуса вентилятора при попадании в птиц и посторонних предметов.

В конструкции корпуса вентилятора российских двигателей нашли применение органопластики на основе арамидной ткани и растворного связующего.

Для двигателей следующего поколения предлагаются органопластики («арамидные слоисто-тканые материалы») с повышенной стойкостью к ударным воздействиям. По своей структуре они отличаются от типовых конструкционных органопластиков характером распределения полимерной матрицы в объеме композита.

Показано, что ударостойкие материалы могут быть изготовлены из органопластиков в сочетании с алюминиевыми, титановыми, магниевыми сплавами для обеспечения высокой ударостойкости и весовой эффективности.

Список использованных источников

[1] Г.Ф. Железина, С.И. Войнов, Т.Д. Каримбаев, А.А. Чернышев/Арамидные органопластики для корпусов вентиляторов авиационных двигателей//Вопросы материаловедения, 2017, №32, С. 153.

[2] Г.Ф. Железина, И.В. Тихонов, Т.Е. Черных, В.Г. Бова, С.И. Войнов Арамидные волокна третьего поколения Русар НТ для армирования органотекстолитов авиационного назначения // Научно-технический журнал «Пластические массы», 2019 г. №3-4, С. 43.

[3] Г.Ф. Железина, Войнов С.И., Соловьева Н.А., Г.С. Кулагина. Арамидные органотекстолиты для ударостойких авиационных конструкций // Журнал прикладной химии, 2019, Т. 92. Вып. 3.

ПРОЦЕСС НАКОПЛЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В НЕРЕГУЛЯРНЫХ ЗОНАХ ОБРАЗЦОВ ИЗ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

С.И. Елеонский, В.С. Писарев
ФАУ «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского», Жуковский

Разработан и реализован новый экспериментальный метод, который обеспечивает количественное описание эволюции индикаторов повреждаемости при циклическом нагружении образцов, изготовленных из композиционного материала, с концентраторами напряжений. Эти индикаторы представляют собой деформационный отклик на нанесение симметричного искусственного надреза заданной длины, который исходит от контура центрального сквозного отверстия в плоском прямоугольном образце.

THE PROCESS OF DAMAGE ACCUMULATION IN IRREGULAR ZONES OF SPECIMENS MADE OF POLYMER COMPOSITE MATERIAL

S.I. Eleonsky, V.S. Pisarev
FAI «TsAGI named after Professor N. E. Zhukovsky»

A new experimental method has been developed and implemented that provides a quantitative description of the evolution of damage indicators under cyclic loading of specimens made of composite material with stress concentrators. These indicators represent the deformation response to the application of a symmetrical notch of a given length, which originates from the contour of a central through hole in a flat rectangular sample.

1 Введение

Композитные материалы (КМ) получили широкое применение в аэрокосмической и авиационной промышленности благодаря своим высоким эксплуатационным характеристикам [1]. Данные материалы имеют ряд существенных преимуществ, такие как высокая удельная прочность, высокая жесткость, высокая износостойкость, высокая усталостная прочность, легкость и другие [2]. Не смотря на большое количество преимуществ актуальными остаются ряд проблем механики, касающиеся точного описания внутренней геометрии и неоднородности материала, а также вопросы, связанные с прогнозированием начала процесса разрушения и эволюции повреждений в компонентах КМ при различных видах нагружения. Особенно это касается циклических нагрузок. Усталостное разрушение становится одним из основных видов разрушения композиционных материалов [3]. Как правило, в процессе усталостного разрушения композиционного материала преобладает развитие усталостных повреждений.

Данная работа посвящена применению разработанного подхода к исследованию процесса накопления усталостных повреждений в композиционных материалах. Данный подход основан на применении разрушающего метода последовательного наращивания длины надреза и электронной спекл-интерферометрии. Комбинация представленных экспериментальных методов даёт возможность надёжного измерения деформационного отклика, который в свою очередь является характеристикой напряжённо-деформируемого состояния, в виде компонент тангенциальных перемещений, которые в последствии обозначаются, как индикаторы повреждаемости. Эволюция данных параметров при циклическом нагружении образцов с концентраторами напряжений в виде сквозного центрального отверстия, является базисом представленной методики оценки накопления усталостных повреждений.

2 Основные соотношения

Одним из способов идентификации параметра повреждённости служит использование относительного изменения некоторой конкретной прочностной характеристики. Эффективность подобного подхода существенным образом зависит от точности измерения выбранного параметра и его возможности правильно отражать процесс накопления повреждений. В рамках данной работы предлагается в качестве индикатора повреждённости использовать поля перемещений, возникающих в окрестности искусственно нанесённого надреза исходящего от контура отверстия элементарных образцов находящихся под действием растягивающей нагрузки, как это показано на **Рис. 1.**

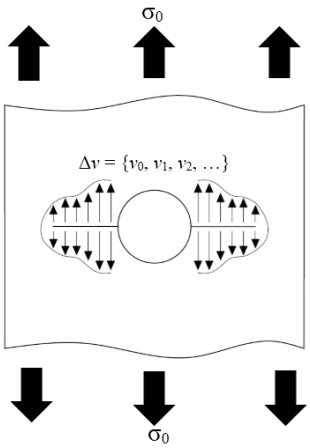


Рис. 1. Поле перемещений вертикальной компоненты *v* в окрестности надреза при действии растягивающей нагрузки

Полученная таким образом экспериментальная информация может быть использована для оценки повреждаемости зоны в окрестности концентратора напряжения при испытаниях на усталость. Основополагающим моментом данного подхода является интерпретация повреждаемости, как локального изменения НДС при приложении циклического нагружения. Иллюстрация данной концепции приведена на **Рис. 2**. Изменение НДС (Ψ) здесь представлено в виде эволюции полей перемещений *v*.

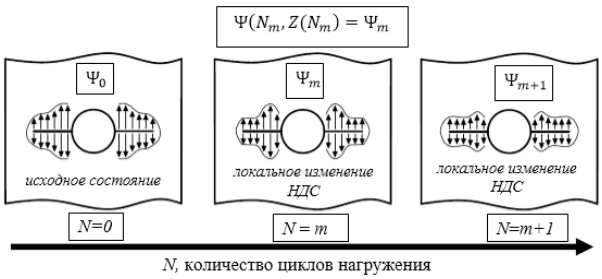


Рис.2. Интерпретация концепции повреждаемости при испытаниях на усталость

На данном рисунке показано, как с количеством циклов меняется локальное НДС (Ψ) в зоне концентрации напряжений, где $Z(N_m)$ – поле перемещений в окрестности надреза исходящего от контура отверстия (вертикальная/горизонтальная компонента перемещений), Ψ – функция локального изменения НДС зависящая от количества циклов нагружения N_m.

Для описания накопления повреждений необходимо выбрать монотонно меняющийся параметр процесса. В рассматриваемом случае таким параметром является номер цикла нагружения N_m. Таким образом, целесообразно ввести в рассмотрение функцию накопления повреждений $D_m(N_m, Z(N_m))$, которая характеризует степень поврежденности материала на основе анализа эволюции напряженно-деформированного состояния. Изменение этой функции в процессе малоциклового нагружения подчиняется кинетическому уравнению:

$$\frac{dD_m(N_m,Z(N_m))}{dN_m} = \Psi(N_m, Z(N_m)), \quad (1)$$

Функция накопления повреждений может быть получена путем интегрирования уравнения (1):

$$dD_m(N_m, Z(N_m)) = \int_0^{N_F^{Cr}} \Psi(N_m, Z(N_m))dN_m. \quad (2)$$

Граничные значения функции накопления повреждений (3) удовлетворяют условиям:

$$D_m\big(N_m = 0, Z(N_m)\big) = 0 = 0,$$
$$D_m\big(N_m = N_L, Z(N_m)\big) = 1. \quad (3)$$

Предельное состояние $D_m = 1$ в соотношениях (3) относится к количеству циклов, соответствующих полному разделению композитного образца на две части или при больших видимых деформациях и разрушениях.

Явный вид функции $\Psi\big(N_m, Z(N_m)\big)$ из уравнений (1) и (2) можно представить в следующем виде:

$$\Psi\big(N_m, Z(N_m)\big) = \frac{S_D \times Z(N_m)}{Z(N_m=0)\times N_L}, \quad (4)$$

где S_D – постоянная величина, определяемая на основе экспериментальных данных; $Z(N_m)$ – экспериментально определяемые величины индикатора повреждаемости, при достижении N_m; $Z(N_m = 0)$ – экспериментальная величина индикатора повреждаемости для исходного состояния исследуемого объекта; N_L – количество циклов, соответствующее достижению второго предельного состояния из соотношений (4).

Подстановка функции Ψ (4) в соотношение (2) дает следующий вид функции накопления повреждений:

$$D_m\big(N_m, Z(N_m)\big) = \int_{N_m=0}^{N_m=N_L} \frac{S_D \times Z(N_m)}{Z(N_m=0)\times N_L} dN_m. \quad (5)$$

Замена интегрирования в формуле (5) производится на суммирование по отрезкам $\Delta N_m = N_{m+1} - N_m$, в граничных точках которых измеряются индикаторы повреждаемости $Z(N_m)$. Суммирование выполняется на основе кусочно-линейной аппроксимации экспериментальной зависимости индикатора повреждаемости $Z(N_m)$ от количества циклов нагружения N_m. В данном случае формулу (5) можно представить в следующем виде:

$$D_m\big(N_m, Z(N_m)\big) = \sum_{N_{m=0}}^{N_m=N_L} \frac{S_D \times (Z(N_{m+1}) - Z(N_m)) \times \Delta N_m}{2Z(N_m=0)\times N_L}. \quad (6)$$

где $\Delta N_m = N_{m+1} - N_m$ – количество циклов нагружения между двумя соседними точками измерения величин параметров повреждаемости $Z(N_{m+1})$ и $Z(N_m)$, S_D– коэффициент который зависит от геометрического размера образцов, механических свойств материала и от параметров цикла нагружения.

3 Экспериментальный подход

Первым этапом данного экспериментального исследования являлось циклическое нагружение образцов. После выбора программы нагружения и определения общего количества образцов один образец испытывается на долговечность (до разрушения N_F). После установления значения долговечности остальным образцам в зависимости от их количества назначается определённое количество циклов в интервале от $N = 0$ до N_F.

После циклического нагружения, образцы помещаются в испытательную машину walter+bai ag, Type LFM-L 25 с диапазоном нагружения 0–25 кН для выполнения надреза при постоянной растягивающей нагрузке. Особенностью данного эксперимента является то, что испытательная машина интегрирована в схему оптического интерферометра (**Рис. 3**)

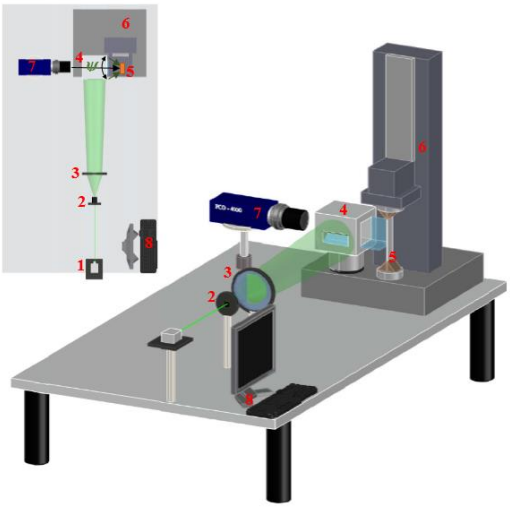


Рис. 4. Схема интерферометра: 1 – диодный лазер; 2 – микро объектив; 3 – коллимирующая линза; 4 – мобильный модуль; 5 – образец в захватах испытательной машины; 6 – испытательная машина; 7 – видеокамера; 8 – ПК; Ψ – угол наклона освещающих пучков.

Перед нанесением надреза каждый образец нагружается растягивающим усилием (**Рис. 5**). Величина этого усилия должна быть выбрана так, чтобы обеспечить оптимальную плотность картин интерференционных полос.

Исходная экспериментальная информация в виде картин интерференционных полос (**Рис. 6**) описывает поля перемещений в окрестности симметрично нанесённого надреза, исходящего от отверстия. Другими словами, мы получаем набор экспериментальной информации описывающий локальное НДС в окрестности концентратора напряжений плоского прямоугольного образца из ПКМ. В данном случае экспериментально определённые компоненты тангенциальных перемещений являются деформационными параметрами.

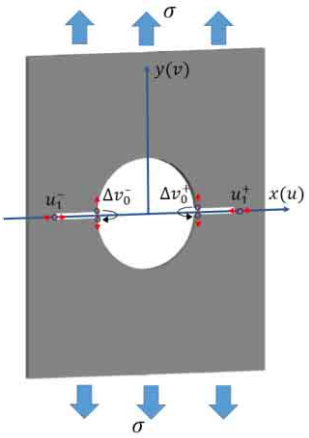


Рис. 5. Искусственный надрез и индикаторы повреждаемости

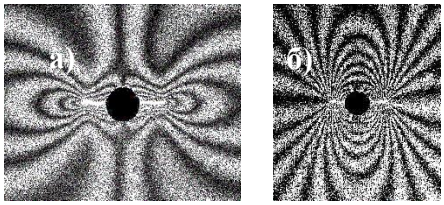


Рис. 6. Картины интерференционных полос после нанесения надреза при действующей растягивающей нагрузке. а) – компонента перемещений u, б) – компонента перемещений v

4 Объекты и результаты исследования

Объектами исследования служат плоские прямоугольные образцы из композиционного материала ACM1412 C200UD, размерами 180×30×5 мм с центральным сквозным отверстием диаметром $2r_0$= 5.0 мм с укладкой, которая включат слои трех различных угловых ориентаций, а именно, [+45° /-45° /0° /90° /0° /0° /+45° /-45°]$_S$. Упругие постоянные ортотропного материала равны: продольный модуль упругости E_1= 74235 МПа; поперечный модуль упругости E_2= 32735 МПа; модуль сдвига G_{12}= 20454 МПа; коэффициенты Пуассона ν_{12}= 0.44, ν_{21}= 0.18.

Всего было изготовлено 7 образцов. Один образец исследовался в исходном состоянии без приложения циклической нагрузки для определения исходных деформационных параметров. Остальные образцы подвергались одноосному растяжению-сжатию с

помощью электромеханической испытательной машины согласно параметрам цикла нагружения, которые указаны в **Таб. 1**.

Δσ=320 МПа, $R = -0.5$, $f = 3$ Гц		
Номер	Наименования образца	Количество циклов нагружения
1	ACM _0	N=0
2	ACM _2	N=50 000
3	ACM _4	N=75 000
4	ACM _6	N=80 000
5	ACM _7	N=85 000
6	ACM _8	N=92 000
7	ACM _9	N= 120 000 (разрушение)

Зависимость измеренных компонент перемещений от количества циклов нагружения представлена на **Рис. 7**.

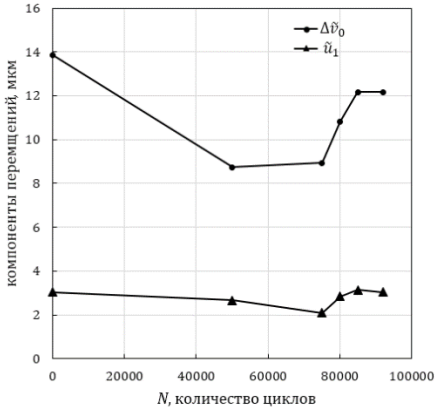


Рис. 7. Зависимость тангенциальных компонент перемещений от количества циклов нагружения

Для оценки процесса накопления повреждений необходимо величины, представленные на **Рис. 7** привести к безразмерному виду, то есть отразить зависимость нормированных величин. Соответствующий график представлен на **Рис. 8**.

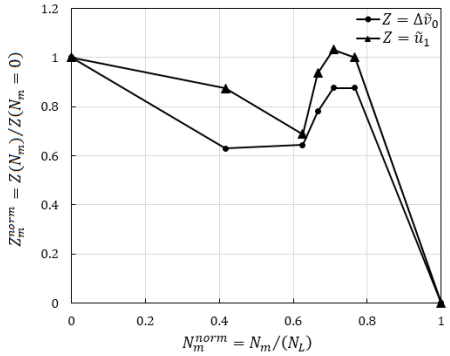


Рис.8. Зависимость нормализованных компонент перемещений от долговечности

Далее используя соотношения (1) – (6) вычисляются параметры повреждаемости, графическая зависимость которых представлена на **Рис. 9**.

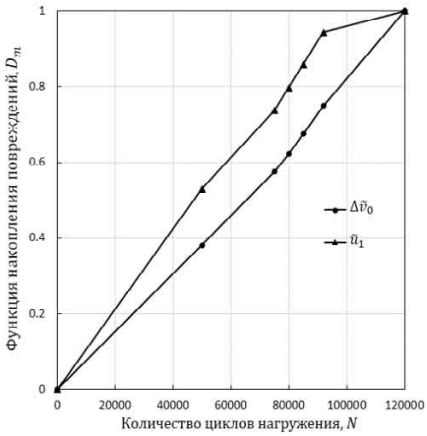


Рис. 9. Функция накопления усталостных повреждений

В представленной концепции данную зависимость можно охарактеризовать, как скорость деформационных процессов, сопровождающих повреждение и последующее разрушение композитного образца.

5 Заключение

Проведённое исследование показало, что процесс повреждения композитной пластины в зоне концентратора напряжений, а именно скорость данного процесса является не линейной. Другими словами, на определённом этапе усталостных испытаний, с данной программой нагружения, в материале включаются механизмы, сдерживающие разрушение.

6 Финансирование

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (проект № 25-29-00049).

Список использованных источников

[1] Долгих Д.А., Ташкинов М.А. Исследование закономерностей накопления повреждений и развития расслоения в полимерных композиционных материалах на основе двухуровневых моделей разрушения. Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2020. № 4. С. 74–85.

[2] Gao J.-X.; Heng F., Yuan Y.-P., Liu Y.-Y. Fatigue Reliability Analysis of Composite Material Considering the Growth of Effective Stress and Critical Stiffness. Aerospace 2023, 10, 785.

[3] Towsyfyan H., Biguri A., Boardman, R.; Blumensath, T. Successes and challenges in non-destructive testing of aircraft composite structures. Chin. J. Aeronaut. 2020, 33, 771–791.

Огненепроницаемые капоты двигателей авиационной техники на основе бисмалеимидных полимерных композиционных материалов

В.Н. Кондратьев [1], С.А. Гусев[1]
[1]ООО «ИТЕКМА», Москва

В работе приведены примеры замены титановых конструкций на систему бисмалеимидных материалов ООО «ИТЕКМА» для изготовления деталей авиационных и вертолетных двигателей с требованиями по огненепроницаемости и огнестойкости согласно п.29.1193(d), (e)(1), (e)(3) и п. 29.1194 АП-29.

Flame-proof engine hoods of aircraft based on bismaleimide polymer composite materials

V.N. Kondratev [1], S.A. Gusev [1]
[1] LLC ITECMA, Moscow, Russia

The paper presents examples of substituting titanium structures with the bismaleimide material system developed by ITEKMA LLC for the production of aircraft and helicopter engine components that meet fire-tightness and fire-resistance requirements as specified in paragraphs 29.1193(d), (e)(1), (e)(3), and 29.1194 of AP-29.

1 Введение

В настоящее время полимерные композиционные материалы (ПКМ) широко применяются в авиакосмической области, судостроении, производстве товаров для спорта и отдыха и других областях. В областях, где требуются высокие прочностные характеристики и необходимость эксплуатации при повышенной температуре, применяют ПКМ на основе бисмалеимидных (БМИ) связующих [1].

ПКМ на основе БМИ связующих нашли свое применение в авиакосмической области, где есть необходимость изготовления основных силовых конструкций, эксплуатирующихся при температурах до 250 ℃. ПКМ на основе эпоксидных связующих не обладают достаточной термостойкостью, а подходящие по характеристикам пластики на основе полиимидов слишком дороги. Так, в современных гражданских и военных самолетах *Boeing 787, Lockheed Martin F22* и *F35*, а также авиационных двигателях применяют ПКМ на основе БМИ для конструкций, подверженных влиянию повышенных температур [2], а также в зонах двигателя, подверженных открытому пламени.

АО «ИНУМиТ» совместно с ООО «ИТЕКМА» разработало систему бисмалеимидных материалов для изготовления капотов авиационных и вертолетных двигателей. В систему материалов входят БМИ препреги на основе углеродных и стеклянных тканей М250 [3] и СМ250 [4] (рис. 1) соответственно для изготовления композиционных монолитных изделий.

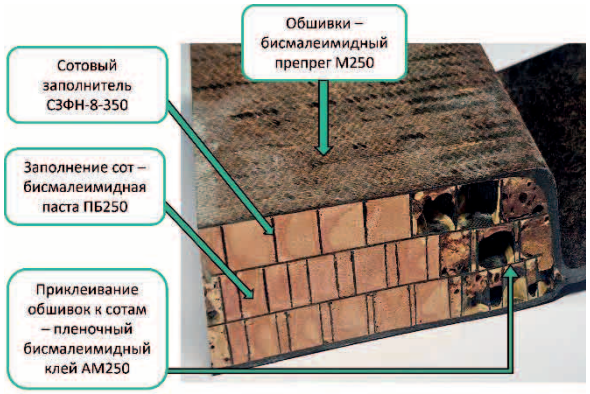


Рис. 1. Образец фланца панели газогенератора с применением бисмалеимидных материалов ООО «ИТЕКМА»

Для стыковки сотопанелей к композиционным обшивкам и сот между собой разработаны пленочные клеи АМ250 [5] и АМВ250 [6] (рис. 1,2), способные длительно работать при 250 ℃, обеспечивая высокие механические свойства при сдвиге и отрыве клеевого соединения

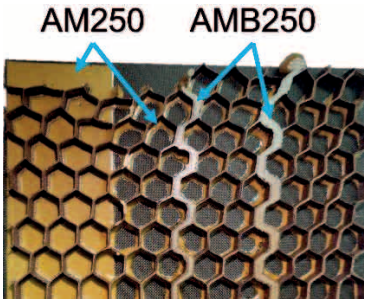


Рис. 2. Применение клеев АМ250 и АМВ250 в конструкции ТСП

Для местного упрочнения сотового наполнителя для установки крепления или втулок разработана высокотемпературная синтактная паста ПБ250 [7] (рис. 1) с плотностью не более 0,65 г/см^3.

Проведены испытания конструктивно подобных образцов на основе препрега М250 и сотового заполнителя ПСП-1-2,5 на огнепроницаемость и огнестойкость (рис. 3) согласно п.29.1193(d), (e)(1), (e)(3) и п. 29.1194 АП-29, в ходе которых показано отсутствие воспламенения тыльной стороны образцы во время испытания, отсутствие сквозного прогара и проникновение пламени горелки на тыльную сторону образца во время испытаний, а также отсутствие признаков продолжающегося распространения пламени со стороны материала составляющего испытательный образец и отсутствие самовоспламенения образца.

Рис. 3. Испытания на огнепроницаемость и огнестойкость ТСП на основе препрега М250

3 Заключение

Показан опыт внедрения системы бисмалеимидных материалов ООО «ИТЕКМА» в конструкция авиационных и вертолетных двигателей эксплуатирующихся при температурах до 250 ℃ взамен титановых сплавов.

Результаты испытаний на огнепроницаемость и огнестойкость показали прекрасную устойчивость бисмалеимидных материалов к воздействию пламени, что позволяет применять данные материалы в особо ответственных конструкциях.

Список использованных источников

[1] Babkin A. V et al. Mechanical and thermal properties of modified bismaleimide matrices toughened by polyetherimides and polyimide. 2016. № June 2015.

[2] Sloan J. Skinning the F-35 fighter // compositesworld. 2009.

[3] Препрег бисмалеимидный М250 // Технический лист URL: https://itecma.ru/products/prepregi/bismaleimidnye-prepregi/51/

[4] Препрег бисмалеимидный СМ250// Технический лист URL: https://itecma.ru/products/prepregi/bismaleimidnye-prepregi/15732/

[5] Пленочный бисмалеимидный клей АМ250 URL: https://itecma.ru/products/klei-i-kleevye-plenki/bismaleimidnyy-plenochnyy-kley/81/

[6] Пленочный вспенивающийся бисмалеимидный клей АМВ250 // Технический лист URL: https://itecma.ru/products/klei-i-kleevye-plenki/bismaleimidnyy-vspenivayushchiysya-kley/79/

[7] Однокомпонентная синтактная бисмалеимидная паста ПБ250 // Технический лист URL: https://itecma.ru/products/klei-i-kleevye-plenki/bismailemidnaya-pasta/80/

ОПЫТ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ ИЗ ПКМ НА ОСНОВЕ БИСМАЛЕИМИДНОЙ МАТРИЦЫ С ОЦЕНКОЙ ВЛИЯНИЯ ПОРИСТОСТИ НА ЕГО ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Е.А. Хандорина, А.В. Горлов, И.В. Зельнева, М.В. Сидак, Д.А. Волков
АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина», Обнинск

В статье описаны технологические приемы, использованные для снижения пористости полимерного композиционного материала из бисмалеимидного связующего, стекло- и углеродной ткани. Особое внимание уделено оценке физико-механических характеристик композита (предела прочности при сжатии в направлении 0 °, предела прочности при растяжении в направлении 0 °) в условиях использования различных технологических подходов. Реализованные решения позволили минимизировать пористость пластика и обеспечить стабильность его прочностных свойств.

THE EXPERIENCE OF PROCESS DEVELOPMENT OF BISMALEIMIDE BASED COMPOSITE STRUCTURE WITH AN ANALYSIS OF MATERIAL POROSITY INFLUENCE ON IT'S MECHANICAL PROPERTIES

E.A. Khandorina, A.V. Gorlov, I.V. Zelneva, M.V. Sidak, D.A. Volkov
ORPE Technologiya named after A.G. Romashin, Obninsk, Russia

The article describes the techniques used to reduce the porosity of a bismaleimide-baced glass fabric and carbon fabric reinforced composite. Special attention is paid to the evaluation of the mechanical characteristics of PCM (compressive strength in the 0° direction, tensile strength in the 0° direction) in the context of using various technological approaches. The implemented solutions had made it possible to minimize the porosity of the laminate and to ensure the stability of its strength properties.

1 Введение

В настоящее время одной из важных задач материаловедения является разработка конструкционных ПКМ авиационного назначения, предназначенных для длительной эксплуатации в условиях существенного нагрева. Применение новых отечественных термостойких полимерных связующих позволяет конструкторам и технологам использовать ПКМ в деталях с высокими требованиями по тепло- и термостойкости. В семейство термостойких матриц входят бисмалеимидные связующие системы, занимающие ведущее место в классе термореактивных полиимидов по механическим характеристикам и технологичности [1].

Конечные свойства ПКМ зависят от многих факторов, таких как природа связующего, механизм его отверждения, тип и структура наполнителя, схема армирования, режим отверждения. Немаловажным фактором являются также технологические приемы, применяемые при изготовлении изделия. В настоящей работе приведен опыт технологической отработки ПКМ на основе бисмалеимидной матрицы, стекло- и углетканых наполнителей для изготовления пятислойной сотовой конструкции авиационного назначения.

2 Материалы и методы

Задачей, поставленной заказчиком перед коллективом исполнителей, являлась разработка технологии изготовления сэндвич-панели (с монолитной зоной по периметру), работающей при высоких температурах до 250 °С. При изготовлении панели необходимо было реализовать требования по физико-механическим характеристикам, предъявляемым к монолитной зоне конструкции, в том числе по обеспечению следующих параметров: предел прочности при растяжении в направлении 0° (по ГОСТ Р 56785-2015 [2]); предел прочности при сжатии в направлении 0° (по ГОСТ Р 56812-2015 [3]), пористость не более 2 % (по нормативной документации АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина» с применением метода анализа оптического изображения структуры). Оценку данных параметров необходимо проводить на образцах-свидетелях из монолитной панели-спутника,

изготавливаемой одновременно с деталью в тех же условиях. В качестве основных материалов в конструкции были использованы бисмалеимидные препреги М250 и СМ250 (в сэндвич-зонах дополнительно использовался бисмалеимидный клей пленочный АМ250 и сотовый заполнитель стеклосотопласт ССП-7-8Т).

Условия переработки бисмалеимидных материалов требуют высокой температуры и высокого давления при вакуум-автоклавном формовании (не менее 6 кгс/см^2). Однако применение в конструкции сотового заполнителя обуславливает использование пониженного давления. В качестве «рабочего» давления для формования была выбрана величина давления, не влияющая на устойчивость сотового заполнителя (2 кгс/см^2). При таком относительно низком давлении необходимо было получить монолитный ПКМ, отвечающий требованиям по физико-механическим характеристикам, предъявляемым к конструкции.

На начальном этапе отработки изготовления панели выкладка пакета слоев препрега проводилась с применением промежуточных вакуумирований для уплотнения материала. Испытания образцов-свидетелей, вырезанных из шести панелей-спутников, изготовленных на данном этапе, выявили факты повышенной открытой пористости (рис. 1), значения находились в диапазоне от 2,5 % до 5 %.

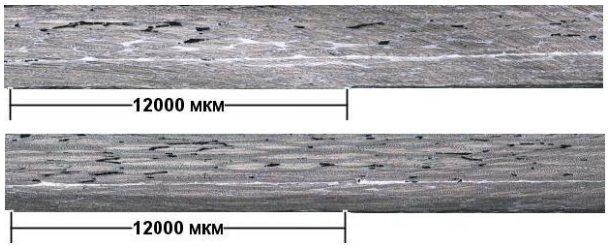


Рис. 1. Изображение образцов с повышенной открытой пористостью (метод анализа оптического изображения структуры)

Также при исследовании физико-механических характеристик неудовлетворительные результаты были получены на четырех из шести партий образцов, испытанных методом растяжения (рис. 2), и на всех шести партиях образцов, испытанных методом сжатия (рис. 3).

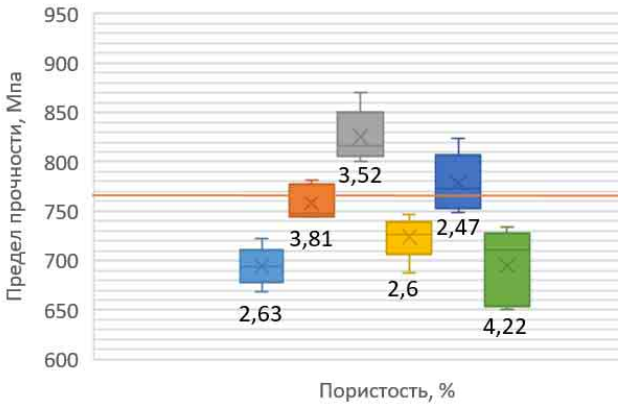


Рис. 2. Результаты испытаний на растяжение в направлении 0° ПКМ из препрегов М250 и СМ250 (начало отработки)

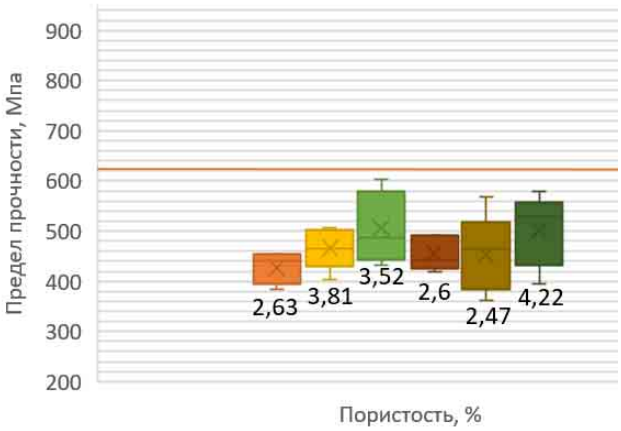


Рис. 3. Результаты испытаний на сжатие в направлении 0° ПКМ из препрегов М250 и СМ250 (начало отработки)

При использовании вакуум-автоклавного формования все паровоздушные включения и летучие продукты, не удаленные вакуумированием, могут быть вытеснены с помощью создаваемого давления, причем чем выше давление, тем ниже количество остаточного воздуха. [4] При невозможности использования высокого давления добиться получения материала с минимальной пористостью необходимо с помощью дополнительных технологических приемов. С целью исключения вероятности образования межслойных воздушных пузырей и дополнительного уплотнения препрега на этапе выкладки было решено применять местный прогрев при выкладке препрега с одновременным приглаживанием выложенной заготовки. Разработано техническое задание и изготовлены обогреваемые ролики для радиусных зон и зон с малой криволинейностью участков (рис. 4).

Рис. 4. Применение обогреваемых роликов

Реализация данного приема позволила добиться снижения величины открытой пористости до 2 %, что положительно сказалось на величинах пределов прочности при растяжении и сжатии (рис. 5, 6)

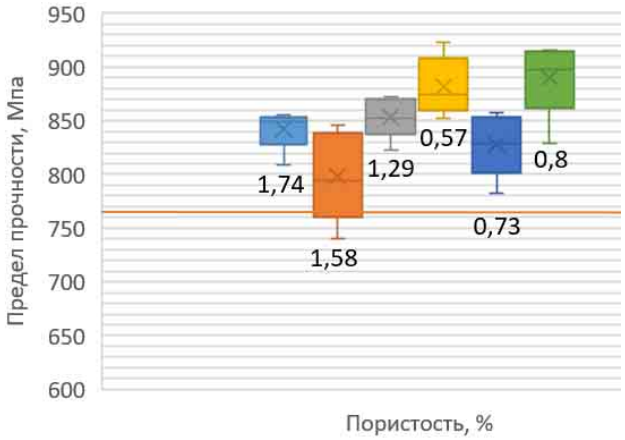


Рис. 5. Результаты испытаний на растяжение в направлении 0° ПКМ из препрегов М250 и СМ250 (с применением прогрева)

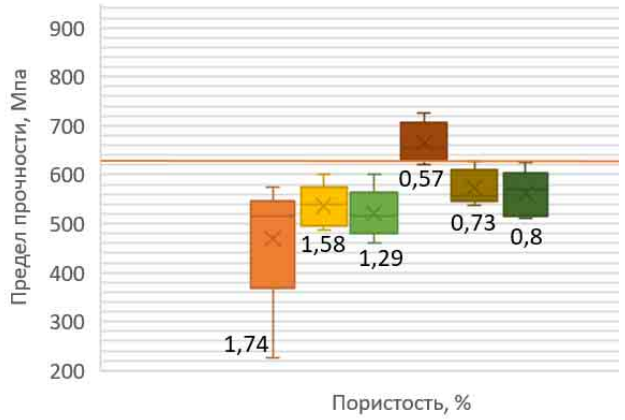


Рис. 6. Результаты испытаний на сжатие в направлении 0° ПКМ из препрегов М250 и СМ250 (с применением прогрева)

Полученные результаты подтверждают, что влияние пористости на снижение прочности бисмалеимидных композитов зависит от вида нагрузки. Параметр предела прочности при растяжении в большей степени зависит от свойств и работы волокна, чем от свойств полимерной матрицы. Предел прочности при сжатии является комплексной механической характеристикой композита. Данный параметр характеризует работу и полимерного связующего, и наполнителя [5]. Таким образом, для получения удовлетворительного результата испытаний по определению предела прочности при растяжении вновь введенного технологического приема оказалось достаточно. Для получения требуемого значения предела прочности при сжатии необходимо было достичь значения открытой пористости композита, близкого к нулевому значению.

Для достижения поставленной задачи с целью дополнительного улучшения оттока воздуха при проведении вакуумирования на стадии поэтапной сборки слоев препрега признано целесообразным применить между перфорированной разделительной пленкой и цулагой слой разделительной (жертвенной) ткани плотностью 85 г/м2. Использование тканей, имеющих высокую газопроницаемость, обеспечивает лучшее удаление воздуха из близлежащих слоев препрегов. Кроме того, при подготовке к формованию выложенного пакета слоев была применена укладка слоя разделительной ткани с выпуском за границы изделия по всему периметру, что обеспечило равномерную передачу летучих от разделительной ткани к слою дренажно-впитывающего материала. Контроль образцов, изготовленных с применением данных технологических приемов показал значительное снижение величины открытой пористости до величины, близкой к 0 % (рис. 7).

Рис. 7. Изображение образца с отсутствующей открытой пористостью (метод анализа оптического изображения структуры)

Оценка изменения физико-механических характеристик в сравнении с ранее изготовленными образцами показала, что показатели прочности при сжатии в направлении 0 ° увеличились на величину до 64 %, для показателей предела прочности при растяжении наблюдался рост в пределах 19 % (рис. 8, 9).

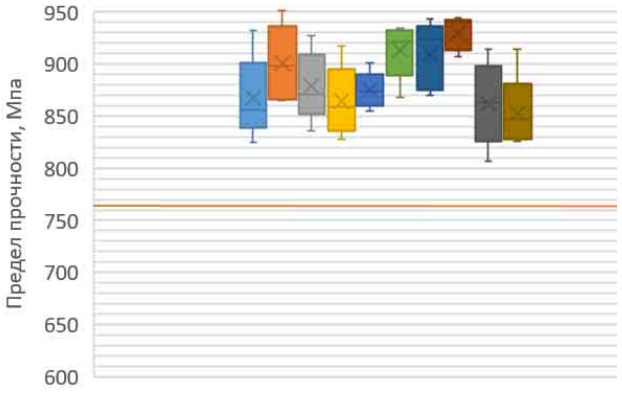


Рис. 8. Результаты испытаний на растяжение в направлении 0° ПКМ из препрегов М250 и СМ250 после окончания отработки (открытая пористость отсутствует)

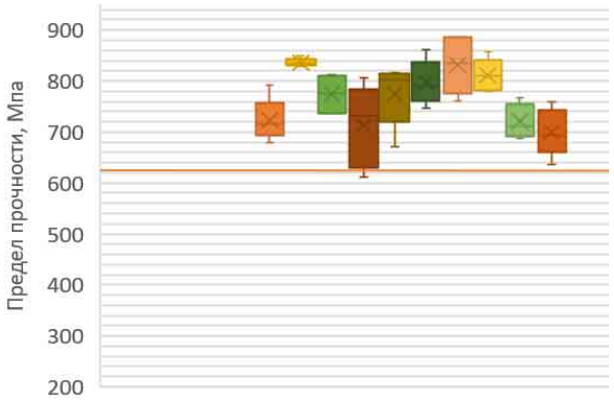


Рис. 9. Результаты испытаний на сжатие в направлении 0° ПКМ из препрегов М250 и СМ250 после окончания отработки (открытая пористость отсутствует)

3 Заключение

Проведенные исследования позволили выявить ключевые факторы, влияющие на физико-механические характеристики композитных материалов на основе бисмалеимидной матрицы, формуемых при низком давлении, и предложить эффективные методы их улучшения. Внедрение применения обогреваемых роликов на этапе выкладки материала позволило значительно снизить пористость образцов – до 2%, что положительно отразилось на их прочностных свойствах.

Кроме того, использование дополнительного уплотнения материала на разных стадиях формирования пакета слоев препрега позволило минимизировать пористость пластика, что особенно важно для обеспечения стабильности характеристик в условиях эксплуатации.

После реализации описанных мероприятий предел прочности при сжатии в направлении 0° увеличился на 64%, предел прочности при растяжении в направлении 0° возрос на 19% по сравнению с начальным этапом отработки. Приемы, примененные при технологической отработке, позволили реализовать требования по физико-механическим характеристикам, предъявляемым к конструкции, с использованием низкого давления вакуум-автоклавного формования (2 кгс/см^2), что подтверждает эффективность предложенных методов.

Полученные данные свидетельствуют о перспективности дальнейшего развития предложенных технологий, включая оптимизацию параметров обработки, и расширение области их применения для других типов композитных материалов. Таким образов, реализованные решения открывают новые возможности для повышения качества и надежности изделий из композитных материалов на основе бисмалеимидной матрицы, что является важным шагом в развитии современных производственных технологий.

Список использованных источников

[1] Михайлин Ю.А. Термоустойчивые полимеры и полимерные материалы. СПб.: Профессия, 2006. — 624 с.

[2] ГОСТ Р 56785-2015 Композиты полимерные. Метод испытания на растяжение плоских образцов.

[3] ГОСТ Р 56812-2015 Композиты полимерные. Метод определения механических характеристик при комбинированной сжимающей нагрузке.

[4] М.И. Душин, К.И. Донецкий, Р.Ю. Караваев Установление причин образования пористости при изготовлении ПКМ. Труды ВИАМ, №6 2016.

[5] С.И. Мишкин, Л.С. Жакова, О.Н. Клименко, Е.А. Васильчук Исследование влияния содержания связующего в углепластиках на механические свойства. Труды ВИАМ, №2 2023.

РАЗРАБОТКА ВОЗДУХОЗАБОРНОГО КОЖУХА ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТА18-200МСМ ИЗ КОМПОЗИТНОГО МАТЕРИАЛА

А.А. Картаков [1], А.Б. Вербицкий [1], А.Г. Ососков [2]
[1]АО «Институт новых углеродных материалов и технологий», Москва,
[2] АО «НПП «Аэросила», Ступино

DEVELOPMENT OF COMPOSITE MATERIAL AIR INTAKE CASING FOR AUXILIARY ENGINE TA18-200MSM

A.A. Kartakov[1], A.B. Verbitskiy[1], A.G. Ososkov [2]
[1]JSC «INCMaT», Moscow, Russian Federation,
[2]JSC «SPE «Aerosila», Stupino, Russian Federation

Развитие авиастроения в современных условиях ставит перед производителями авиационных деталей, узлов и агрегатов задачи по увеличению эффективности их применения, в частности - снижения затрат при эксплуатации воздушного судна, в состав которого они входят.

Одним из путей снижения эксплуатационных затрат является увеличение полезной нагрузки воздушного судна за счёт снижение веса входящих в его состав деталей, узлов и агрегатов при условии сохранения их функциональных качеств.

В соответствии с вышесказанным, АО «ИНУМиТ» была поставлена задача разработать и изготовить опытный образец воздухозаборного кожуха (далее - ВК), необходимого для организации подачи воздуха в турбокомпрессор и служебный компрессор вспомогательного двигателя ТА18-200МСМ (далее - ВД) самолёта МС-21 из отечественного сертифицированного композитного материала с минимально возможным значением массы.

Эксплуатирующийся в настоящий момент ВК представляет из себя разъемную конструкцию, состоящую из двух сварных корпусов из нержавеющей стали с интегрированными защитными сетками торовой формы (см. рис. 1). Конструктивно обеспечены узлы крепления устройств и систем ВД, датчиков, трубопроводов, предусмотрено наличие смотровых окон и внутренних проводников для обеспечения металлизации.

К разрабатываемому ВК предъявляются требования по живучести и стойкости (температура эксплуатации от минус 74,5 °С до плюс 70 (предельная 110) °С в условиях воздействия топлива, смазочных материалов, химических растворителей, соляного тумана и ударных эксплуатационных нагрузок). Конструкция ВК должна сохранять достаточную прочность и геометрическую форму после возникновения 1,5 - кратного перепада давления внутри и снаружи кожуха и обеспечивать взаимозаменяемость с существующим изделием.

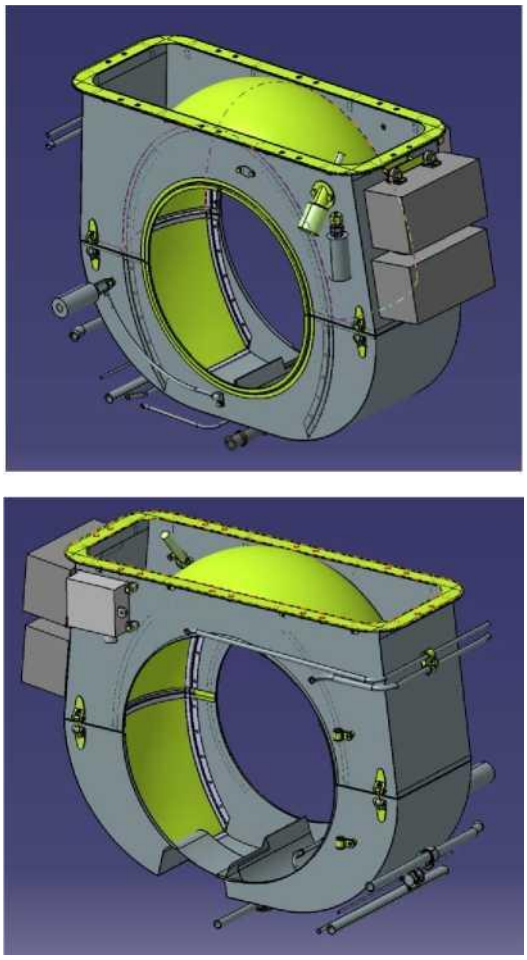


Рис. 1. Модель существующего ВК

Также одним из наиболее важных требований к конструкции ВК является огнестойкость.

Для выбора материалов для новой конструкции корпусов ВК АО «ИНУМиТ» были проведены огневые испытания образцов различных материалов. По результатам испытаний для конструкции кожуха был выбран углепластик на основе бисмалеимидного связующего.

Исходя из геометрических характеристик существующего стального кожуха и его окружения в тесном сотрудничестве с АО «НПП «Аэросила» была построена предварительная электронная модель (см. рис. 2), проведены прочностные расчеты (см рис. 3), которые позволили скорректировать геометрические параметры корпусов кожуха с целью их весовой оптимизации (см. рис. 4).

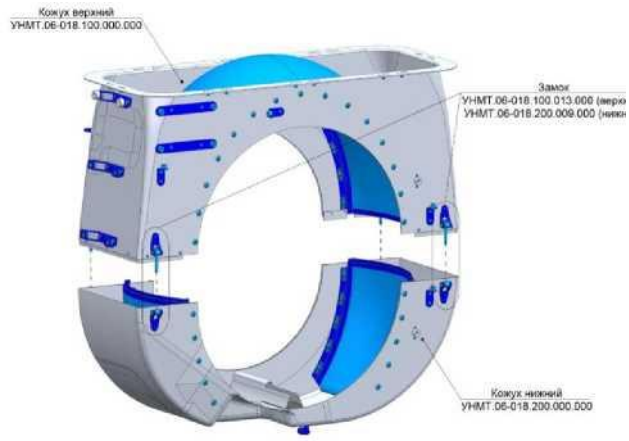


Рис. 2. Предварительная модель ВК

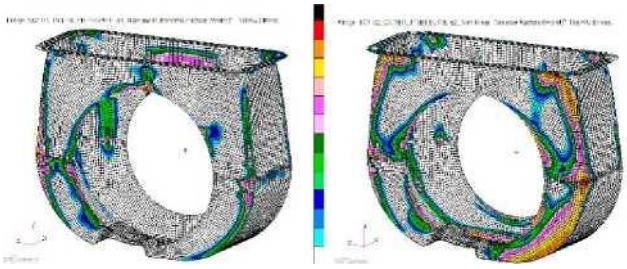


Рис. 3. Результаты прочностных расчётов

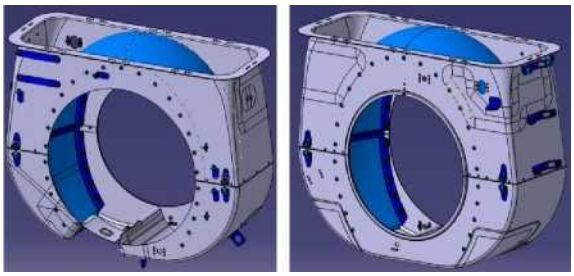


Рис. 4. Окончательная модель ВК

После определения геометрических параметров корпусов были разработаны модели заготовок и технологических укладок слоев препрега для выкладки заготовок (см. рис. 5).

При разработке и изготовлении оснасток был решен ряд технических задач, связанных с их производством, доводкой и оптимизацией

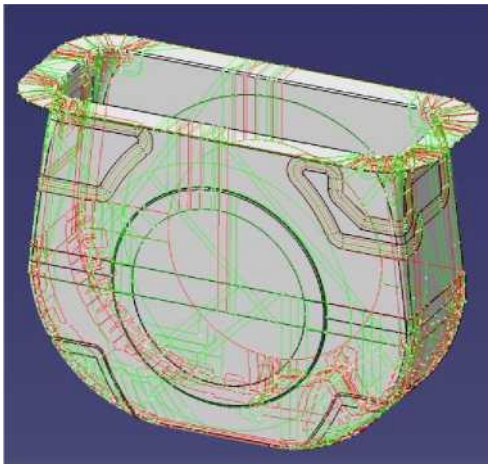
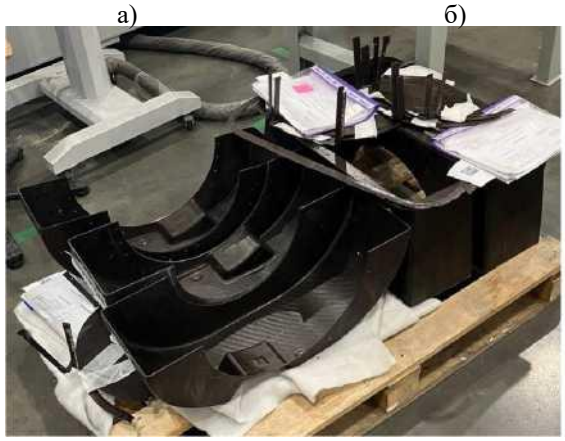


Рис. 5. Модель заготовки и технологической укладки слоев (раскрой)

Были разработаны и изготовлены уникальные композитные формообразующие оснастки, а также оснастки для мехобработки и сборки изделий.

На разработанных оснастках была изготовлены корпуса ВК (см. рис. 6).

а) б)



в)

Рис. 6. а) заготовка верхнего корпуса на композитной формообразующей оснастке после отверждения; б) деталь верхнего корпуса на оснастке для мех. обработки; в) детали корпусов после мех. обработки

технологических процессов.

Полученный результат позволил снизить расчётную массу конечного изделия на 47%.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ КОМПОЗИТНОГО БАНДАЖА РОТОРА ЭЛЕКТРОГЕНЕРАТОРА

М.В. Козлов [1], Э.М. Эрдни-Горяев [1], А.В. Резниченко [2]
[1] АО «ИНУМиТ», г. Москва, Россия
[2] АО «УАПО», г. Москва, Россия

Работа посвящена проектированию, изготовлению и испытанию композитного бандажа ротора электрогенератора, условия работы которого включают эксплуатацию в широком температурном диапазоне с высокой частотой вращения. Проектирование бандажа было выполнено с помощью конечно-элементного моделирования, в котором решалась термомеханическая задача нагружения ротора с бандажом инерционными и тепловыми нагрузками. Исходя из условий прочности и жесткости была определена схема укладки слоев материала. Бандаж был подвергнут испытаниям в составе электрогенератора, в ходе которых было успешно подтверждено соответствие изделия предъявляемым требованиям.

DESIGN AND MANUFACTURING OF COMPOSITE ROTOR SLEEVE FOR ELECTRIC GENERATOR

M.V. Kozlov [1], E.M. Erdni-Goryaev [1], A.V. Reznichenko [2]
[1] JSC «INUMIT», Moscow, Russia
[2] JSC «UAPO», Moscow, Russia

The work is devoted to the design, manufacture and testing of a composite sleeve of an electric generator rotor, the operating conditions of which include operation in a wide temperature range with a high rotation frequency. The sleeve was designed using finite element modeling, in which the thermomechanical problem of loading the rotor with the sleeve with inertial and thermal loads was solved. Based on the strength and rigidity conditions, a pattern for laying material layers was determined. The sleeve was tested as part of an electric generator, during which the product's compliance with the requirements was successfully confirmed.

1 Введение

Современные электродвигатели и электрогенераторы, работающие при высокой частоте вращения, требуют наличия в конструкции ротора специального бандажа, предохраняющего ротор от разрушения от инерционных нагрузок. Такой бандаж представляет собой цилиндр из высокопрочного материала, надеваемый снаружи на ротор. Наиболее перспективными материалами для изготовления бандажей являются композиты, армированные углеродными волокнами, ввиду относительно малой массы, отсутствия в таком бандаже вихревых токов и возможности управления направлением армирования для достижения максимальной прочности в требуемом направлении.

2 Постановка задачи

Работа посвящена проектированию, изготовлению и испытанию композитного бандажа ротора электрогенератора, условия работы которого включают эксплуатацию в температурном диапазоне от -40 °С до 200 °С со скоростью вращения ротора до 24 тысяч оборотов в минуту. Бандаж должен обеспечивать целостность ротора в заданных условиях работы, а также сохранение необходимого зазора между ротором и статором.

3 Выбор материалов

Для обеспечения предъявляемых требований в конструкции бандажа необходимо применение специальных композитных материалов, обладающих термостойкостью и высокой прочностью. Для решения поставленной задачи в АО «ИНУМиТ» был разработан композитный материал на основе высокомодульных и высокопрочных углеродных волокон и высокотемпературного связующего, обеспечивающего высокие механические характеристики углепластика при температурах до 250 °С.

4 Проектирование конструкции

Проектирование бандажа было выполнено с помощью конечно-элементного моделирования, в котором решалась термомеханическая задача нагружения ротора с бандажом инерционными и тепловыми нагрузками. Рассмотрено 18 расчетных случаев, соответствующих различным комбинациям условий работы и отказов.

В ходе моделирования были выявлены наиболее критические расчетные случаи и области концентрации напряжений в бандаже (рисунок 1).

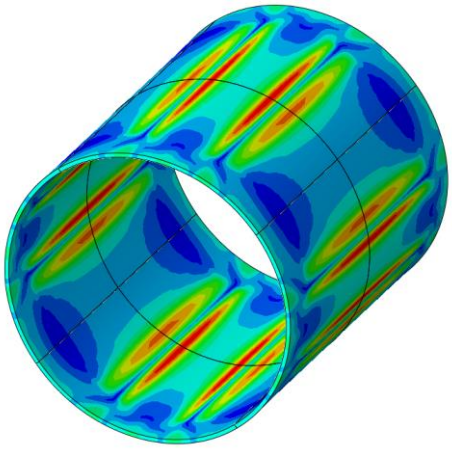


Рис. 1. Области концентрации напряжений σ_{11}

Для расчета прочности бандажа использовался критерий разрушения Хашина [1,2]. Исходя из условий прочности и жесткости была определена схема укладки слоев материала.

5 Изготовление и испытания

Для производства бандажа была спроектирована и изготовлена оснастка высокого класса точности, обеспечивающая строгое соблюдение посадочного диаметра внутренней поверхности бандажа.

Изготовленный бандаж показан на рисунке 2.

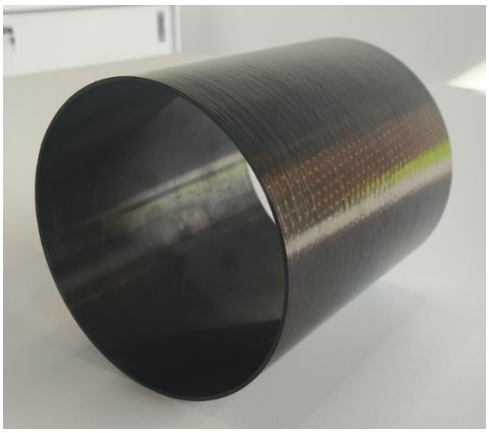


Рис. 2. Изготовленный бандаж

Бандаж был подвергнут испытаниям в составе электрогенератора, в ходе которых было успешно подтверждено соответствие изделия предъявляемым требованиям.

6 Заключение

В ходе работы проведено проектирование и изготовление композитного бандажа ротора электрогенератора, условия эксплуатации которого включают широкий температурный диапазон и высокую частоту вращения. Соответствие изделия предъявляемым требованиям успешно подтверждено натурными испытаниями.

Список использованных источников

[1] Hashin Z., Rotem A. A Fatigue Criterion for Fiber-Reinforced Materials // Journal of Composite Materials, vol. 7, pp. 448–464, 1973.

[2] Hashin Z., Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites // Journal of Applied Mechanics, vol. 47, pp. 329–334, 1980.

ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ДВИГАТЕЛЯ

А.А. Ильина[1], Я.В. Крылов[1], И.А. Чудиновских[1], А.Н. Мухин[2], А.А. Сорокин[2], С.Н. Лезнов[2], А.Г. Симоненко[2]

[1] АО «ИНУМиТ», Москва,

[2] ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва

Разработана технология изготовления крупногабаритных деталей внешних обводов двигателя с рабочей температурой до 350 °С из углепластиков на основе высокотемпературных связующих. Проведенные исследования, включающие анализ эксплуатационных характеристик материалов, прочностные расчеты, проектирование оснастки и технологическую отработку, подтвердили перспективы применения бисмалеимидных и фталонитрильных композитов в качестве альтернативы металлам. Успешно изготовленные опытные образцы открывают возможности для серийного производства деталей внешних обводов из полимерных композиционных материалов, а также формируют основу для их внедрения в различные теплонагруженные узлы силовых установок.

APPLICATION OF HIGH-TEMPERATURE POLYMER COMPOSITE MATERIALS IN ENGINE PARTS

A.A. Ilyina[1], Y.V. Krylov[1], I.A. Chudinovskih[1], A.N. Muhin[2], A.A. Sorokin[2], S.N. Leznov[2], A.G. Simonenko[2]

[1] JSC “INCMaT”, Moscow, Russia

[2] A. Lyulka’s Design Bureau – Subdivision of PJSC “UEC-UMPO”, Moscow, Russia

A manufacturing technology for large scale CFRP parts of engine external outline with operating temperatures up to 350°C has been developed by use of high-temperature thermoset resins. There were studies including material performance characteristics analysis, strength calculations, tooling design and process optimization that have demonstrated the ability of bismaleimide and phthalonitrile composite materials application as an alternative to metals. Successfully manufactured prototypes open up opportunities for the mass production of composite outline components, as well as form the basis for implementation of polymer materials in various thermally loaded elements of propulsion systems.

1 Введение

Применение современных углеродных материалов, позволяющих, в сравнении с металлическими сплавами, снизить массу изделия, задавать его механические, физико-химические и электродинамические параметры в различных направлениях, представляется особо целесообразным в конструкции внешних обводов (ВО) двигателя, к которым предъявляются особые требования в части весового совершенства, жёсткости, термостойкости и специальных характеристик.

Важнейшей характеристикой конструкционных материалов створок двигателя является сохранение эксплуатационных свойств при рабочих температурах до 350°С. Наиболее полно этому критерию отвечают полимерные композиционные материалы (ПКМ) на основе высокотемпературных связующих - бисмалеимидных ($Tg \geq 250$°C) и фталонитрильных ($Tg \geq 350$°C). В то время как бисмалеимидные композиты уже нашли широкое применение в серийном производстве, использование ПКМ на основе фталонитрилов требует особого технологического подхода.

Как показывают исследования [1], конечные свойства фталонитрильных материалов в значительной степени определяются параметрами технологического цикла изготовления, в частности, режимами формования и постотверждения. В связи с этим, создание крупногабаритных панелей из ПКМ на основе фталонитрильных связующих представляет собой технологический вызов и требует тщательной отработки.

Целью работы являлась разработка технологии и изготовление деталей ВО двигателя на основе бисмалеимидных и фталонитрильных ПКМ. Решение поставленной задачи потребовало комплексного подхода, включающего моделирование укладки материала деталей, проектирование оснастки и расчет коробления, оптимизацию технологических параметров изготовления композитных деталей, а также исследование характеристик полученного материала и готовых изделий.

2 Свойства высокотемпературных ПКМ

Исследуемые детали представляют собой панели ВО выходного устройства двигателя с заданными условиями нагрузки внутренним избыточным давлением p_0 = 0,3 бар и максимальной температурой от 250 °C до 350 °C. В качестве материалов для данных изделий выбраны два типа препрегов на основе углеродной ткани саржевого плетения марки 22502 с поверхностной плотностью 200 г/м^2 производства ООО «ИТЕКМА»:

- Препрег бисмалеимидный М250 на основе бисмалеимидного связующего с рабочей температурой до 250 °C;
- Препрег высокотемпературный РНТ450 на основе фталонитрильного связующего с рабочей температурой до 350 °C.

В таблицах 1 и 2 приведены механические характеристики рассмотренных углепластиков, измеренные при комнатной температуре (RT) и максимальных температурах эксплуатации. Анализ данных показывает, что при повышенных температурах оба материала сохраняют в среднем более 70 % исходных жесткостных и прочностных свойств. Стоит отметить, что эксплуатационные нагрузки в рассматриваемых конструкциях носят преимущественно изгибающий характер. Как показывают данные, именно при таком нагружении материалы обладают наибольшим запасом прочности, в том числе в условиях высоких температур.

Табл. 1. Свойства ПКМ на основе М250

Характеристика	Значение в условиях	
	RT	250 °C
Модуль упругости E_1, ГПа	72	60
Модуль сдвига G_{12}, МПа	4,9	3,8
Предел прочности при растяжении σ_1^+, МПа	1050	978
Предел прочности при сжатии σ_1^-, МПа	855	785
Предел прочности при изгибе σ^f, МПа	1142	900
Предел прочности при межслоевом сдвиге τ_{13}, МПа	83	38

Конструкция панелей разрабатывалась с учетом минимального коэффициента запаса прочности 1,6. Расчёты проводили с использованием характеристик материала при рабочих температурах. Также учитывалось ограничение перемещений панелей в пределах максимально допустимого значения 3 мм. Поскольку компоновка ВО не предполагает применения полумонококовых панелей, конструктивно-силовая схема формировалась путем варьирования толщин и схемы укладки слоёв в различных зонах.

Табл. 2. Свойства ПКМ на основе РНТ450

Характеристика	Значение в условиях	
	RT	350 °C
Модуль упругости E_1, ГПа	67	51,7
Модуль сдвига G_{12}, МПа	3,8	2,8
Предел прочности при растяжении σ_1^+, МПа	908	657
Предел прочности при сжатии σ_1^-, МПа	600	433
Предел прочности при изгибе σ^f, МПа	1020	919
Предел прочности при межслоевом сдвиге τ_{13}, МПа	40	35

Для оценки прочности использовался критерий Цая-Ву [2], а жесткостные характеристики определяли в соответствии с классической теорией ламината [3]. Итерационный процесс проектирования включал в себя анализ напряжённо-деформированного состояния после каждого корректирующего изменения толщин и схем укладки в локальных зонах конструкции. Ввиду ограничений, накладываемых сопряжёнными элементами, было предложено связать часть панелей в единый замкнутый контур посредством подвижных замковых соединений. Такое конструктивное решение обеспечило сохранение свободы температурных деформаций панелей и выполнение исходных прочностных критериев.

Результаты итоговых расчетов показали, что коэффициент запаса прочности наиболее термически нагруженной панели ВО составляет не менее 2,5 (Рис. **1**). Анализ перемещений подтвердил соответствие конструкции требованиям по жёсткости.

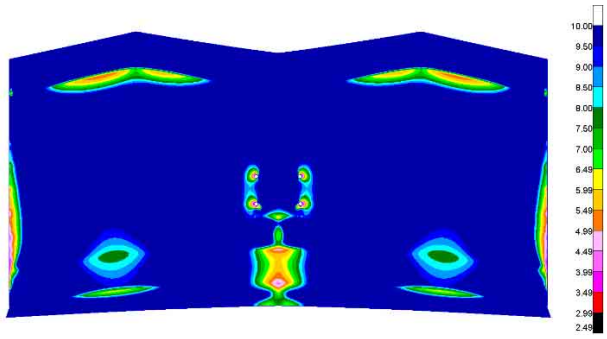


Рис. 1. Коэффициенты запаса прочности панели ВО

Полученные результаты свидетельствуют о том, что применение ПКМ на основе препрегов М250 и РНТ450 позволяет создать надёжные и жёсткие панели двигателя, соответствующие эксплуатационным нагрузкам. Конструкция обладает необходимым запасом прочности в условиях эксплуатации, а её расчёт выполнен с учётом требований по обеспечению жесткости, гарантируя, что деформации не превышают заранее заданный предел.

3 Технологическая оснастка

В рамках настоящей работы был разработан и изготовлен комплект специализированной оснастки для производства композитных деталей ВО. В состав комплект вошли три основных типа оснасток для каждой панели: композитные формообразующие оснастки (КФО), оснастки для постотверждения и оснастки для механической обработки.

КФО представляют собой конструкцию, состоящую из высокоточной композитной матрицы, формирующей рабочую поверхность детали, стального несущего каркаса и системы регулировочных узлов (Рис. 2). Узлы развязки позволяют минимизировать влияние температурных деформаций и собственного веса оснастки, а также обеспечивают возможность внесения упреждения для компенсации коробления деталей в процессе автоклавного формования.

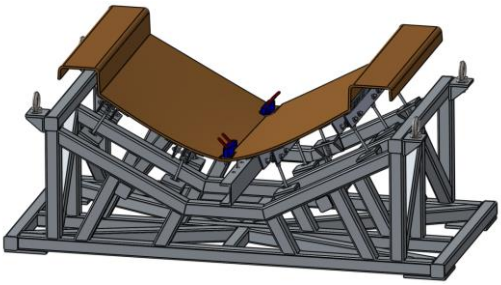


Рис. 2. КФО для панели ВО

Методика проектирования оснастки включает проведение оценочных расчетов коробления, описанных в [4] и учитывающих деформации панелей при отверждении. Полученные данные о величине и направлении перемещений в детали (Рис. 3) позволяют заранее скорректировать геометрию оснастки для достижения требуемой точности готовых изделий.

Технологический процесс изготовления КФО основан на методе вакуумной инфузии с использованием мастер-модели из МДФ. После пропитки и первичного отверждения композитную матрицу устанавливают на несущую раму для отверждения в печи и последующей регулировки (допустимое отклонение от формы поверхности ±0,3 мм).

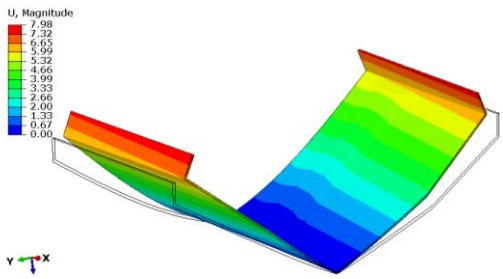


Рис. 3. Перемещения (мм) и качественная картина деформирования панели ВО

Оснастки для постотверждения выполнены в виде сварных листовых каркасов, повторяющих геометрию деталей. Такие ложементы обеспечивают необходимую поддержку изделий, предотвращая прогибы под действием силы тяжести, но не препятствуя термическим деформациям. Для исключения прямого контакта металла с углепластиком оснастки для постотверждения покрывают кремнезёмным полотном или войлоком.

Оснастки для механической обработки представляют собой высокоточные фрезерованные тела из МДФ, оснащенные базовыми отверстиями и системой вакуумных каналов для позиционирования и надёжной фиксации заготовок при обработке (Рис. 4).

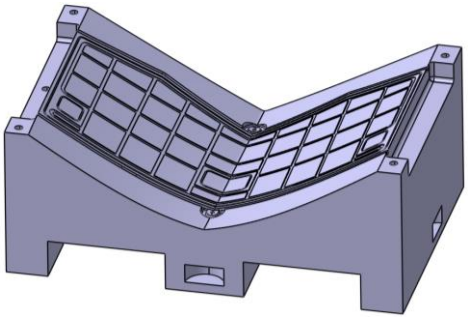


Рис. 4. Оснастка для механической обработки панели ВО

4 Технология изготовления деталей из ПКМ

Детали ВО из ПКМ на основе препрегов М250 и РНТ450 изготавливали методом автоклавного формования.

Выкладку препрега проводили на КФО с использованием системы лазерного проецирования. В отличие от бисмалеимидных материалов, препрег РНТ450 характеризуется относительно высокой температурой стеклования в неотверждённом состоянии, превышающей комнатную, что исключает возможность его использования без предварительного нагрева. Для обеспечения требуемой драпируемости препрега РНТ450 над и под оснасткой размещали инфракрасные нагреватели, поддерживающие температурный режим в диапазоне 60–80°С на протяжении всего процесса выкладки.

Автоклавное формование панелей из препрегов М250 и РНТ450 проводили при максимальной температуре 180 °С и рабочем давлении 6 бар. В ходе отработки других режимов изготовления было установлено, что снижение давления до 2 бар приводит к образованию пористости в деталях из РНТ450, в то время как повышение давления до 9 бар не дает заметного улучшения качества изделий.

Как показано в [5], процесс постотверждения имеет особое значение для достижения требуемых эксплуатационных характеристик ПКМ. Для

бисмалеимидных деталей применялся стандартный режим с выдержкой до 7 часов при 230℃; в случае фталонитрильных ПКМ потребовался последовательный подбор температурных и временных параметров. Исследования фталонитрильных соединений демонстрируют, что максимальная термоокислительная стабильность и механическая прочность достигаются при постотверждении при температуре 330 ℃ [6] . Данные динамического механического анализа (ДМА) подтвердили, что образцы, выдержанные 12 часов при этой температуре, имеют температуру стеклования выше 360℃ и пик тангенса угла механических потерь свыше 380℃, что полностью удовлетворяет требованиям эксплуатации панелей ВО (рис. 5).

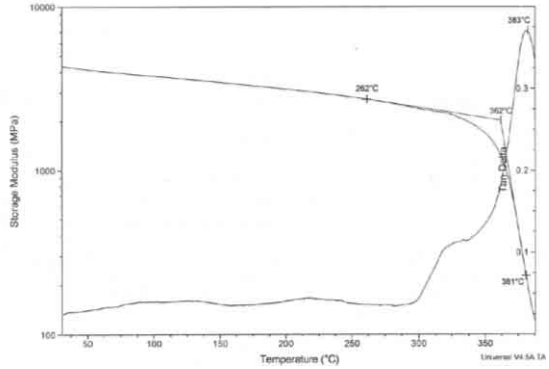


Рис. 5. График ДМА ПКМ на основе PHT450

Завершающий этап производства включает высокоточную механическую обработку деталей на пятикоординатных станках с ЧПУ. Обработка выполняется на отдельных оснастках из МДФ и включает обрезку деталей по контуру, фрезеровку площадок под крепления и сверление отверстий в соответствии с конструкторской документацией.

Контроль качества готовых изделий осуществляют с применением различных методов, таких как трехмерное сканирование геометрии, ультразвуковая дефектоскопия, визуальный осмотр. В результате внедрения разработанной технологии удалось изготовить полномасштабные детали на основе препрегов M250 и PHT450 без внутренних дефектов, полностью отвечающие предъявляемым требованиям (Рис. 6).

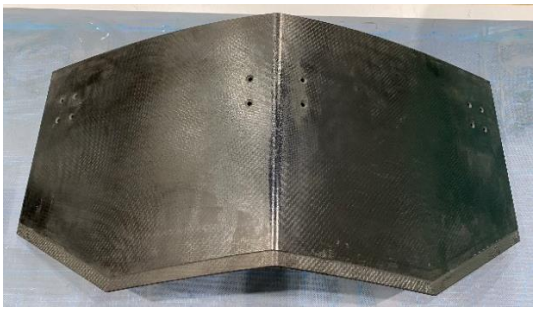


Рис. 6. Панель ВО из ПКМ на основе PHT450

5 Заключение

В результате проведённой работы получены опытные образцы монолитных деталей натурного ВО двигателя на основе высокотемпературных ПКМ с полным комплектом конструкторской и технологической документации, готовой к внедрению в серийное производство. Предложенная методика охватывает не только процесс формования деталей, но и включает создание регулируемой формообразующей оснастки, прогнозирование и компенсацию коробления, а также обеспечение заданных параметров точности, жёсткости, прочности и термостойкости готовых изделий.

Полученные детали на основе препрегов M250 и PHT450 обладают преимуществом перед традиционными аэрокосмическими материалами в условиях повышенных температурных нагрузок. Результаты работы подтверждают перспективность использования данных ПКМ в современных авиационных двигательных установках.

Список использованных источников

[1] Bulgakov, B.A., Morozov, O.S., Timoshkin, I.A. Babkin A.V., Kepman A.V. Bisphthalonitrile-based Thermosets as Heat-resistant Matrices for Fiber Reinforced Plastics// Polymer Science, Series C. 63, Vol. 62, № 1. – Moscow, 2022. – pp. 64–101.

[2] Победря Б.Е. Механика композиционных материалов. – М.: Изд-во Моск. ун-та,– 336 с., 1984

[3] Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced Mechanics of Composite Materials. Elsevier, Amsterdam, 2007.

[4] М. В. Козлов, С. В. Шешенин, А. В. Бабкин и др. Моделирование формования композитов на основе термореактивных матриц// Вестник Воронежского государственного технического университета. – Т. 12, № 6, с. 11–17, 2016.

[5] Lobanova M.S., Aleshkevich V.V., Babkin A.V., Kepman A.V., Avdeev V.V., Morozov O.S., Bulgakov B.A. Effect of post-curing temperature on the retention of mechanical strength of phthalonitrile thermosets and composites after a long-term thermal oxidative aging// Polymer composites, Vol. 44, pp. 8330-8343, 2023

[6] Lobanova MS, Aleshkevich VV, Yablokova MY, et al. Kinetics of the oxidative aging of phthalonitrile resins and their effects on the mechanical properties of thermosets. Thermochimica Acta, 724:179492, 2023.

РАЗРАБОТКА ФТАЛОНИТРИЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ, ИХ РЕМОНТА И СБОРОК КОНСТРУКЦИЙ С ТЕМПЕРАТУРОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ 300°С

О.С. Морозов [1], В.Е. Терехов [1], А.В. Иванченко [1], А.А. Кондратьева [1]
[1] АО «ИНУМиТ», Москва, Россия

DEVELOPMENT OF PHTHALONITRILE MATERIALS FOR FOR MANUFACTURING, REPAIRING, AND ASSEMBLING CONSTRUCTIONS WITH AN OPERATING TEMPERATURE OF 300°C

O.S. Morozov [1], V.E. Terekhov [1], A.V. Ivanchenko [1], A.A. Kondratieva [1],
[1] JSC INCMaT, Moscow, Russia

1 Введение

Современные достижения в области разработки полимеров открывают возможности для применения полимерных материалов в экстремальных условиях в аэрокосмической, военной и морской отраслях. Полимерные композиционные материалы (ПКМ) сочетают высокие удельные механические свойства, что делает их перспективной альтернативой металлическим конструкциям. Однако использование ПКМ ограничено максимальной температурой, при которой может эксплуатироваться полимерная матрица. Среди термореактивных связующих фталонитрильные смолы демонстрируют наилучшее сочетание термической стабильности и механических характеристик. Полимеры на основе фталонитрилов не горючи (кислородный индекс 58 %), характеризуется низким дымовыделением, демонстрируют высокий коксовый остаток, способны сохранять свои механические свойства при длительной выдержке при 300°С (вплоть до 1500 ч). При температурах выше 300°С окисление происходит значительно быстрое, так при 350°С полимер практически полностью выгорает уже за 200 ч, тогда как в инертной атмосфере даже после 1000 часов выдержки деградации не наблюдается (Рис.1). Поэтому применение защитных покрытий, предотвращающих контакт с кислородом, открывает возможность эксплуатации фталонитрильных композитов при температурах 330-350°С и выше.

Кроме термоокислотельной стабильности другой проблемой высокотемпературных смол является их хрупкость. Высокая жесткость и твердость полимерной матрицы приводит к низким эксплуатационным характеристикам при циклических нагрузках, как механических, так и термических, а также к относительно низким значениям трещиностойкости и устойчивости к удару. Решение этих задач стало основным направлением исследований в области конструкционных фталонитрильных ПКМ в последние годы.

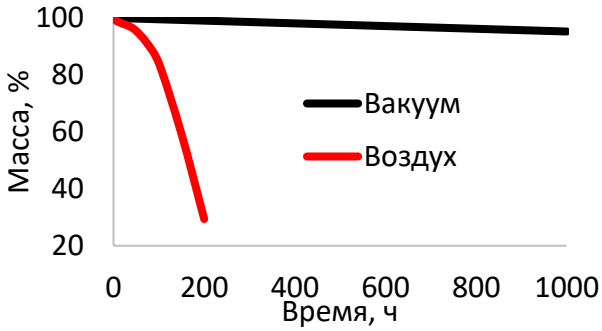


Рис. 1. Остаток массы фталонитрильных полимеров при выдержке при 350°С

Разработка материалов в отрыве от промышленности, без понимания особенностей конструкций и изделий, путь малоперспективный. Необходима сплоченная совместная работа при постоянной связи между разработчиками, компанией изготовителем материалов и производством изделий из ПКМ, такой интегрированный подход успешно реализован в полимерном направлении группы компаний УНИХИМТЕК. На текущем этапе завершено масштабирование синтеза фталонитрильных мономеров, налажен выпуск связующего и организовано серийное производство

препрегов на углеродной (РНТ450, Таб. 1) и стеклянной (РНС450) тканях, материалы прошли квалификационные испытания, разработаны подходы к проектированию и изготовлению оснасток, отработаны технологии выкладки и формования изделий в автоклаве.

Таблица 1. Механические свойства ПКМ на основе препрега РНТ450

Маханическая характеристика и температура испытаний	**Значение**
Предел прочности при растяжении в направлении оси армирования (25°С), σ_{11}^{+}, МПа, 25°С	830
Модуль упругости при растяжении в направлении оси армирования (25°С), E_{11}^{+}, ГПа, 25°С	69
Предел прочности при сжатии в направлении оси армирования (25°С), σ_{11}^{-}, МПа	750
Предел прочности при сжатии в направлении оси армирования (300°С), σ_{11}^{-}, МПа	570
Предел прочности при сжатии в направлении оси армирования (350°С), σ_{11}^{-}, МПа	500
Модуль упругости при сжатии в направлении оси армирования (25°С), E_{11}^{-}, ГПа	63
Кажущийся предел прочности при межслоевом сдвиге (25°С), τ_{13}, МПа	54
Кажущийся предел прочности при межслоевом сдвиге (300°С), τ_{13}, МПа	46
Кажущийся предел прочности при межслоевом сдвиге (350°С) τ_{13}, МПа	30
Предел прочности при сдвиге в плоскости (25°С), τ_{12}, МПа	103
Модуль упругости при сдвиге в плоскости (25°С), G_{12}, ГПа	4,4

Накопленный опыт по изготовлению изделий из ПКМ на основе РНТ450 и РНС450 показал востребованность разработки дополнительных материалов, а также внесения изменений в структуру материала для повышения эксплуатационных характеристик, о которых и пойдет речь в настоящей работе.

2 Направления разработок АО «ИНУМиТ» в области высокотемпературных полимеров

Разработка материала не ограничивается выбором состава связующего, отладкой технологии его нанесения на армирующий наполнитель, рекомендациями по выкладке и формованию, поскольку полученное изделие еще не является деталью. Необходима механическая обработка для удаления технических припусков, формирование крепежных отверстии и корректировка геометрии отдельных элементов изделия. На всех этапах производства возможно образование небольших дефектов в ненагруженных частях изделий, таких как недостаток связующего в верхнем слое или в зонах резкого изменения геометрии, мелких сколов или царапин.

Для устранения таких дефектов применяются ремонтные пасты, к которым выдвигается ряд технологических и термомеханических требований. Эксплуатационные характеристики, такие как устойчивость к температуре, коэффициент термического расширения, плотность и жесткость должны быть близки к свойствам ПКМ. Заполнение дефектов проводят ручным нанесением без оснасток или технологического пакета, поэтому при разработке необходимо добиться, чтобы паста размягчалась при умеренной температуре, не растекалась в процессе отверждения и гарантировала получение сплошного непористого материала. Особое внимание уделялось универсальности применения - возможности ремонта как отвержденных ПКМ с совместным постотверждением, так и готовых деталей по ускоренному режиму.

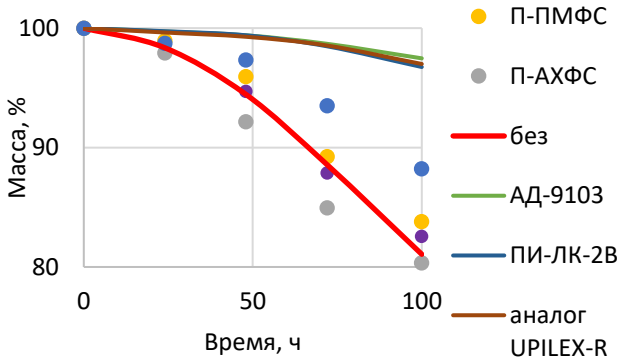
В ходе разработки исследовались различные модификации связующего с применением разбавителей и ускорителей реакции, а также различные типы наполнителей - молотые и рубленые волокна, кварцевая и доломитовая мука. В качестве модификаторов рассматривались углеродные нанотрубки и аэросил, выполняющие роль тиксотропных добавок. Выбор перспективных составов проводили по двум ключевым критериям: удобству нанесения и свойствам отвержденного материала. Для оценки первого параметра разные составы пасты наносили слоем около 5 мм на подготовленную алюминиевую поверхность, фиксируя при этом простоту нанесения заранее разогретого материала и с помощью строительного фена. Алюминиевую пластинку помещали под углом в печь и проводили отверждение. В итоге выбирали составы, которые не сползали по пластинке, не растекались и для которых не наблюдалось выделения чистого связующего. Наиболее удачные составы постотверждали и оценивали по наличию трещин. Заключительный этап тестирования предусматривал ремонт типовых дефектов на конструкционно-подобных образцах с последующим термоциклированием до 300°С. В результате был разработан состав ремонтной пасты (Таб. 2), полностью соответствующий всем предъявляемым требованиям. Разработанная паста ПРФ300 прошла успешную апробацию при ремонте изделий из РНТ450 демонстрируя стабильные характеристики при эксплуатации в высокотемпературных условиях.

Таблица 2. Свойства ремонтной пасты ПРФ300

Характеристика	Значение
Плотность, г/см^3	1,53±0,01
Прочность при сжатии при 25°C, Мпа	291,8±14,4
Прочность при сжатии при 300°C, МПа	134,7±8,0
Модуль при сжатии при 300°C, ГПа	21,6±1,7
Сдвиг клеевого соединения при 25°C, Мпа	8,8±0,3
Сдвиг клеевого соединения при 300°C, МПа	12,7±1,2
Сдвиг клеевого соединения при 350°C, МПа	8,1±1,5
Твердость по Шору	91±2
КЛТР, ×10^{-6} 1/К	26

Другой не менее важной задачей является повышение температуры эксплуатации деталей из РНТ450 и родственных материалов. Ранее проводилось широкомасштабное исследование термоокислительной стабильности полимеров на основе фталонитрильных связующих [1-3]. Поскольку при термоокислительном старении на воздухе в первую очередь деградирует полимерная матрица, начальные исследования проводили на чистых смолах без армирующих наполнителей. Исследовалось влияние состава связующего, а также режима постотверждения, на длительную устойчивость материалов к повышенным температурам в атмосфере воздуха. Выяснилось, что существующие кинетические модели на основе данных термогравиметрического анализа (ТГА) малоинформативны в контексте полномасштабных изделий и наиболее показательны натурные испытания в изотермическом режиме. В случае ПКМ окисление происходит с торцов, материалы выдерживают длительный (до 1500 ч) нагрев при 300°C без существенной потери свойств, однако при температурах 330-350°C существенная деструкция происходит уже через 50-100 ч. При этом в инертной атмосфере или в вакууме термической деструкции при 350°C не происходит. В итоге очевидным решением для повышения температур эксплуатации является защита композита, в первую очередь торцов, барьерными покрытиями.

В качестве барьерных покрытий испытывались коммерческие доступные лаки и связующие различной химической природы: полиимидные лаки (АД-9103, ПИ-ЛК-2В и UPILEX-R), алюмохромфосфатное связующее (АХФС-100) и полиметилфенилсилоксановая смола (ПМФС). На образцы ПКМ размером 20x10x2 мм с подготовленной поверхностью наносились коммерческие материалы, сушились и отверждались согласно рекомендациям производителей. Затем образцы помещали в печь и выдерживали при температуре 330°C, вынимая и взвешивая часть образцов с каждым типом покрытия каждые 24 ч (Рис. 2). После выдержки 100 ч образцы испытывали на предел прочности при межслоевом сдвиге. В итоге лучшие результаты были получены с применением полиимидных лаков, потеря массы за 100 ч для них составила чуть менее 5 %, а потеря механических свойств составила 23-32 %.



В данном эксперименте использовались маленькие образцы с большой удельной площадью торцов для получения более наглядных результатов. Для подготовки поверхности использовали удаление загрязнений и обезжиривание ацетоном, механическую обработку и обработку поверхности атмосферной плазмой. Последний метод показал наилучшие результаты по результатам испытаний на отрыв. Однако эти первичные эксперименты хоть и подтвердили эффективность барьерных покрытий, не могут быть напрямую масштабированы. Для крупногабаритных изделий лучшим способом подготовки поверхности является применение в качестве верхнего жертвенного слоя материала SP450, после удаления жертвенной ткани образуется развитая поверхность, идеально подходящая для клеевого соединения и нанесения покрытий. Для дальнейших экспериментов использовали пластины ПКМ большего размера с применением SP450, в качестве покрытий использовали полиимидные лаки и алюмофосфатные связующие. На более крупных образцах столкнулись с проблемой равномерности нанесения покрытий. При применении полифосфатных материалов выяснилось, что аморфная плотная структура образуется только в составах, содержащих бор, алюмофосфатные покрытия и аналоги с добавлением хрома образуют пористую структуру с высокой долей кристалличности. В итоге было решено инициировать разработку собственных покрытий. Первичные результаты по собственным разработкам модифицированных полиимидных покрытий показали результаты лучше коммерческих образцов, а покрытия на основе алюмоборфосфатов позволили добиться

полного сохранения механических свойств при выдержу 100 ч при 330°С.

Для повышения трещиностойкости и устойчивости к ударам традиционных реактопластов вводят в состав матрицы каучуки, термопласты или нетканые материалы. Роль добавок сводится к двум основным эффектам. В первом случае при образовании дефекта трещина упирается в другой материал и огибает его, в результате увеличивается поверхность дефекта и как следствие требуемая энергия для его образования. Во втором случае при контакте развивающегося дефекта с менее жестким материалом происходит диссипация энергии за счет релаксационных процессов. Применение второго подхода позволяет повысить трещиностойкость фталонитрильных композитов [4], однако температуры эксплуатации добавок значительно ниже, чем для фталонитрилов, в итоге эффект наблюдается только до температуры стеклования термопласта. Подобрать материал с меньшей жесткостью и большим предельным удлинением с рабочей температурой в 300°С и вше затруднительно. В настоящий момент ведется работа по исследованию влияния добавок на устойчивость к трещинам и ударам материалов на основе РНТ450. В качестве таких добавок выступают углеродные материалы различного строения, высокотемпературные термопласты, включая фталонитрильные соединения пониженной жесткости. Первичные результаты испытаний показывают, что введение до 10 масс. % добавок не только не снижают прочностные свойства, но и в отдельных случаях повышают их.

3 Заключение

Реактопласты, применяемые в ПКМ в авиакосмической отрасли, такие как эпоксидные смолы и бисмалеимиды, представлены на рынке не только в виде отдельных связующих, а целым комплексом материалов. Разработана большая номенклатура клеев, связующие для различных методов переработки, гелькоутов, добавок для снижения хрупкости, покрытий, лаков и красок. Однако применение существующих подходов к фталонитрильным материалом затруднительно в первую очередь из-за высокой температуры их эксплуатации. Поэтому необходимо разрабатывать как новые методы, так и новые материалы для повышения эксплуатационных характеристик высокотемпературных материалов. АО «ИНУМиТ» ведет активные разработки в области барьерных покрытий, подходов повышения устойчивости к удару для создания комплекса фталонитрильных материалов.

Список использованных источников

[1] Lobanova M.S., Babkin A.V., Kepman A.V., Avdeev V.V., Morozov O.S., Bulgakov B.A. Effect of Phosphate-Bridged Monomer on Thermal Oxidative Behavior of Phthalonitrile Thermosets // Polymers. 2024. Vol. 16, no. 16. P. 2239. DOI: 10.1016/j.tca.2023.179492

[2] Lobanova M., Aleshkevich V., Babkin A., Kepman A., Avdeev V., Morozov O., Bulgakov B. Effect of post-curing temperature on the retention of mechanical strength of phthalonitrile thermosets and composites after a long-term thermal oxidative aging // Polymer Composites. 2023. Vol. 44, no 12. P. 8330-8343. DOI:10.1002/pc.27699

[3] Lobanova M.S., Aleshkevich V.V., Yablokova M.Yu., Morozov O.S., Babkin A.V., Kepman A.V., Avdeev V.V., Bulgakov B.A. Kinetics of the oxidative aging of phthalonitrile resins and their effects on the mechanical properties of thermosets // Thermochimica Acta. 2023. Vol. 724. P. 179492. DOI: 10.1016/j.tca.2023.179492

[4] Kepman A.V., Lobanova M.S., Babkin A.V., Avdeev V.V., Bulgakov B.A. Effect of the Nature of Cross-Linking Agent on the Properties of Phthalonitrile Polymers // Polymer Science, Series B. 2023. Vol. 65, no. 3. P. 274-282. DOI: 10.1134/S1560090423600171

КОМПЛЕКС ФТАЛОНИТРИЛЬНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СЭНДВИЧ-ПАНЕЛЕЙ С ТЕМПЕРАТУРОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ СВЫШЕ 300 °С.

А.А. Кондратьева [1], А.В. Иванченко [1], О.С. Морозов [1]
[1] АО «ИНУМиТ», Москва

В данной работе приведены разработки комплекса фталонитрильных полимерных материалов, позволяющих получить сэндвич-панели с температурой длительной эксплуатации (не менее 500 часов) свыше 300 °С, а именно обшивки из ПКМ, сотовый заполнитель и пленочный клей на основе фталонитрильного связующего без потери механических свойств.

A COMPEX OF PHTHALONITRILE POLYMER MATERIALS DESIGNED FOR THE PRODUCTION OF SANDWICH PANELS CAPABLE OF OPERATING AT TEMPERATURES EXCEEDING 300 °C.

A.A. Kondrateva [1], A.V. Ivanchenko [1], O.S. Morozov [1]
[1] JSC INCMAT, Moscow, Russia

This paper presents the development of a complex of phthalonitrile polymer materials that enable the production of sandwich panels capable of withstanding long-term operating temperatures (at least 500 hours) exceeding 300 °C. Specifically, these panels consist of a CFRP skin, a honeycomb core, and a film adhesive based on a phthalonitrile binder, all while maintaining mechanical integrity.

1 Введение

Современная авиационная, космическая и транспортная отрасли требуют материалов, сочетающих высокую термостойкость, малый вес и долговечность. Повышенная удельная прочность и жесткость полимерных композиционных материалов по сравнению с традиционными конструкциями из металлов и сплавов является не единственным их преимуществом. Применение интегральных конструкций из композитов позволяет снизить количество деталей и креплений, повысить скорость и качество производства. При этом применение композиционных материалов в теплонагруженных критических узлах техники, таких как теплозащитные экраны двигателей, термоизоляционные панели космических кораблей, корпуса электробатарей и электродвигателей, капоты вертолетов, ограничено из-за низкой предельной температуры эксплуатации полимеров и их горючести. [1,2]

Сэндвич-панели обычно состоят из трех слоев, где внешние жесткие слои воспринимают на себя основные механические нагрузки, внутренний слой выполнен из вспененных, синтактных или сотовых материалов и отвечает за жесткость и теплоизоляционные свойства панели, и клеевого соединения, прочность которого обусловливает совместную работу внешних и внутреннего слоя конструкции (**Рис. 1**). [3]

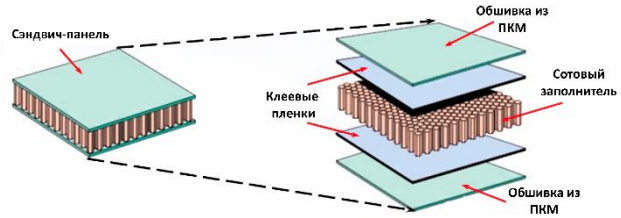


Рис. 1. Схема сэндвич-панели

На сегодняшний день при данных температурах используют полиимидные связующие, которые обладают высоким газовыделением при формовании, что приводит к высокой пористости, и, как следствие, к сниженным механическим свойствам конечного изделия [4].

Свойства готовой панели напрямую зависят от свойств материалов, используемых для изготовления внешних и внутренних слоев, поэтому для оценки свойств будущей конструкции целесообразно сравнить свойства материалов, потенциально применимых для изготовления отдельных ее частей. Ключевыми параметрами для выбора материалов для изготовления сэндвич-панели являются механические характеристики материалов внешних и внутренних слоев.

2 Внешний слой сэндвич-конструкции

В качестве внешнего слоя для сэндвич-панели были выбраны ПКМ на основе фталонитрильных автоклавных препрегов РНТ450 [5] и РНС450 [6] компании ООО «ИТЕКМА». Они обладают температурой стеклования свыше 350 °С, высокими механическими свойствами и низким влагонасыщением (менее 1%), а также не поддерживают горение. Результаты огневых испытаний с различными армирующими наполнителями при разной толщине ПКМ приведены в **Табл. 1**. При испытании материала обшивок на горючесть образцов были получены следующие результаты:

Табл. 1. Результаты испытаний на горючесть образцов ПКМ с фталонитрильной матрицей согласно адаптированной методике из ГОСТ Р 57924

Армирующий материал	Толщина, мм	Результат
Стеклоткань Т10	2	Сквозное прогорание через 2 минуты
Углеродная ткань 22502	0,5	Сквозное прогорание через 9 минут
	1	Прогорания не наблюдалось
	2	Прогорания не наблюдалось
Кремнеземная ткань К-11-ТО	0,6-0,7	Прогорания не наблюдалось
	1,2-1,4	Прогорания не наблюдалось
	2,4-2,8	Прогорания не наблюдалось
	3,2-3,6	Прогорания не наблюдалось

3 Внутренний слой сэндвич-конструкции

Для получения сэндвич-панелей с длительной эксплуатацией при 300 °С и возможностью эксплуатации при более высоких температурах были изготовлены сотовые заполнители на основе фталонитрильных препрегов РНТ450 и РНС450 с размером стенки ячейки 8 мм методом гофрирования. Для сотового заполнителя на основе РНТ450 (**Рис. 2**), содержащего в качестве армирующего наполнителя углеродную ткань 22502 200 г/м² саржа 2/2 UMT42S-3K-EP, объемная плотность составила 65 кг/м^3, предел прочности при сжатии при RT составил 3,6±0,2 МПа, при 300 °С 3,2±0,2 МПа, а при 350 °С 2,3±0,1 МПа.

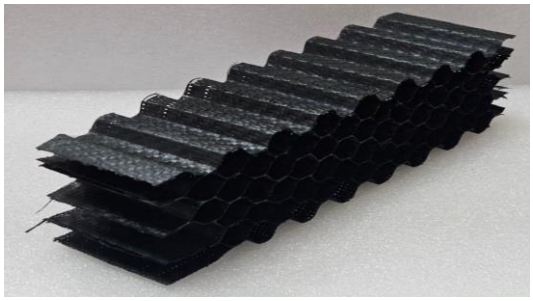


Рис. 2. Сотоблок на основе препрега РНТ450

Для сотопанели на основе фталонитрильного препрега РНС450 (**Рис. 3**), содержащего в качестве армирующего наполнителя стеклоткань Т-10-14(92) 290 г/м² сатин 8/3, объемная плотность составила 100 кг/м^3, предел прочности при сжатии при RT составил 3,5±0,1 МПа, а при 300 °С 3,0±0,2 МПа.

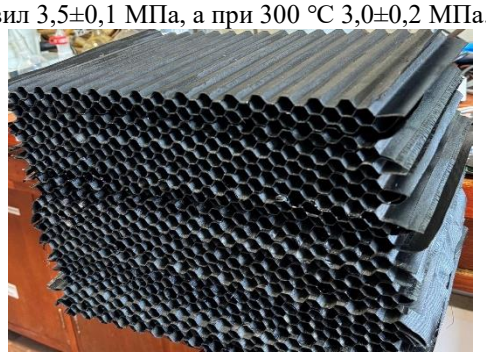


Рис. 3. Сотоблок на основе препрега РНС450

Для стыковки сэндвич-панелей был разработан вспенивающийся фталонитрильный клей с коэффициентом вспенивания не менее 3. Пример соединения сотового заполнителя приведен на **Рис. 4**.

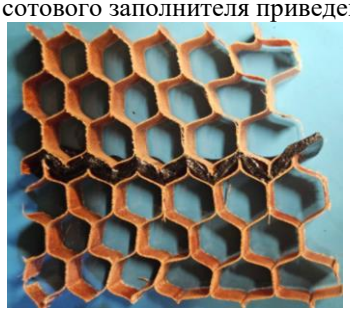


Рис. 4. Вспенивающийся клей на основе фталонитрильного связующего

Также для заполнения сотовых панелей были разработаны синтактные и газонаполненные пены с плотностью от 0,4 г/см^3 до 1,2 г/см^3 в зависимости от требуемых механических и термических свойств конечной сэндвич-конструкций.

4 Клеевое соединение и вид конечной сборки сэндвич-конструкции

Для сборки сэндвич-конструкции был разработан фталонитрильный пленочный клей КПФ350. Данные по его свойствам приведены в **Табл. 2**.

Табл. 2. Значения предела прочности при сдвиге клеевого соединения в зависимости от температуры испытания фталонитрильного пленочного клея КПФ350

Материал подложки	Температура испытания, °С	Предел прочности при сдвиге клеевого соединения, МПа
Титан 6Al-4V	25	14,1±1,5
	300	14,1±0,5
	350	13,2±0,6
	400	4,7±0,2
ПКМ (РНТ450)	25	14,1 ±0,9
	300	13,9±0,3
	350	13,2±0,6

Нанесение клея проводилось путем накатки клеевой пленки на сотовый заполнитель, изготовление галтелей (**Рис. 5**) с последующим отверждением с предварительно отформованными обшивками. Отверждение материалов обшивок, сотового заполнителя и клеевого соединения производится при 190 ℃ в течение 4 часов.

Рис. 5. Нанесение клеевого соединения и получение галтелей

После сборки сэндвич-панели (**Рис. 6**) производится совместное постотверждение всего изделия с конечной температурой 330 ℃. После этого все материалы в изделии обладают температурой стеклования свыше 350 ℃, а также могут длительно эксплуатироваться при 300 ℃ без потери механических свойств.

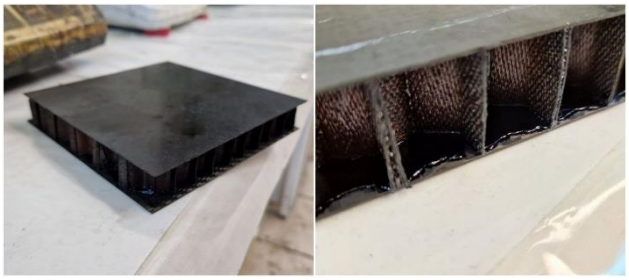


Рис. 6. Конечный вид сэндвич-конструкции, полученной из комплекса фталонитрильных материалов

Для полученной сэндвич-панели проводились испытания на огневую стойкость, где пламя горелки было не менее 1200 ℃. Температура задней стенки сэндвич-конструкции при испытании 10 минут не превысила 200 ℃.

5 Заключение

Таким образом, впервые был получен комплекс фталонитрильных полимерных материалов для изготовления сэндвич-панелей для долгосрочной эксплуатации при температуре 300 ℃.

Список использованных источников

[1] Jang W. C., Roh H. D. Sandwich Composites Manufacturing: A Review of Materials, Methods, Applications and Challenges //International Journal of Precision Engineering and Manufacturing. – 2025. – С. 1-17.
[2] Vinson J. R. Sandwich structures. – 2001.
[3] Karsandik Y. et al. Impact behavior of sandwich composites for aviation applications: a review //Composite Structures. – 2023. – Т. 314. – С. 116941.
[4] Çakir M., Akin E. Mechanical properties of low-density heat-resistant polyimide-based advanced composite sandwich panels //Polymer Composites. – 2022. – Т. 43. – №. 2. – С. 827-847.
[5] Препрег высокотемпературный PHT450 // Технический лист URL: https://itecma.ru/products/prepregi/ftalonitrilnye-prepregi/15783/
[6] Препрег высокотемпературный PHT450 // Технический лист URL: https://itecma.ru/products/prepregi/ftalonitrilnye-prepregi/15784/

ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

С.Н. Лезнов[1], М.И. Резникова[1], В.Е. Стрельченко[1]
[1] «ОКБ им. А. Люльки», филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва,

В данной работе рассмотрен комплексный подход к проектированию деталей внешнего обвода реактивного сопла авиационного двигателя из полимерного композиционного материала. В процессе проектирования деталей из новых материалов для оценки выбранных решений применялись как расчётные методы, так и результаты испытаний конструктивно-подобных элементов конструкции. По результатам проектирования изготовлены детали и проведены стендовые испытания в составе изделия.

APPLICATION OF HIGH TEMPERATURE POLYMER COMPOSITE MATERIALS IN THE DESIGN OF AIRCRAFT ENGINE.

S.N. Leznov[1], M.I. Reznikova [1], V.E. Strelchenko[1]
[1] A. Lyulka design bureau, subsidiary of PJSC “UEC-UMPO”, Moscow, Russia

This paper considers complex approach to the designing of the aviation engine jet nozzle external outline parts made of polymeric composite material. For the estimation of solutions chosen in the course of designing the parts made of new materials, there were used both computational methods and test results for the structurally similar constructional elements. Based on the results of designing, there were fabricated parts and bench-tested as part of a product.

1 Введение

Использование полимерных композиционных материалов (ПКМ) получило широкое распространение в конструкции летательных аппаратов за счёт своих прочностных свойств и малой плотности, позволяя снизить массу, как отдельных деталей, так и узлов изделия. Длительное время использование ПКМ в авиационных двигателях было ограниченно температурой эксплуатации (до 200°С). Разработка новых высокотемпературных полимерных связующих с температурой эксплуатации до 300…400°С позволила внедрить композиционные материалы во внешние обводы (ВО) реактивного сопла.

Цель данной работы – разработка конструкции и испытания опытных образцов деталей ВО из высокотемпературного ПКМ в составе изделия, на основе прочностных расчетов и испытаний конструктивно-подобных элементов.

2 Результаты проектирования ВО из ПКМ

В ходе работ по научно-техническому заделу ОКБ были выявлены перспективные разработки высокотемпературных полимерных связующих. Выполнены сравнительные испытания физико-механических свойств ПКМ с различными наполнителями и фталонитрильном связующим. На основании результатов испытаний, инициированы работы по проектированию конструкции ВО авиационного двигателя из ПКМ. На основании проекта конструкции выполнен тепловой расчет, для определения теплового состояния деталей из ПКМ (**рис.1**).

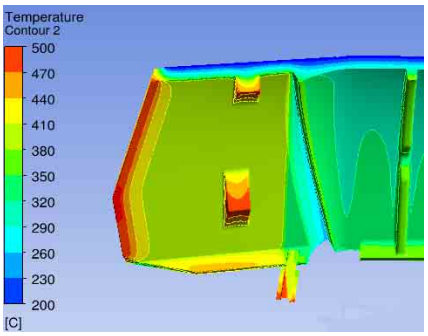


Рис. 1. Расчет теплового состояние панелей из ПКМ и сопрягаемых деталей

По температурным полям проведено уточнение геометрических размеров деталей и выбраны ПКМ разработки АО «ИНУМиТ» (препреги РНТ450 и М250 в зависимости от температуры эксплуатации). При проектировании конструкции учитывалась разница коэффициента линейного температурного расширения между ПКМ и металлом. По результатам прочностного расчета были получены максимальные нагрузки на вырыв крепежа, в соответствии с полученной нагрузкой были выбраны винты М6. Для сокращения

номенклатуры деталей под них выполнены все места закрепления ПКМ-панелей.

На основе электронно-геометрической модели (ЭГМ) узла был разработан перечень конструктивно-подобных элементов (КПЭ) креплений и проведены прочностные расчёты ПКМ-деталей и отдельных мест закрепления.

Для оценки максимальной нагрузки на вырыв винтов были выбраны соединения ПКМ из РНТ450 с ПКМ из М250 (**рис.2**) и ПКМ из РНТ450 с металлом (сталь 20 ГОСТ 1050-2013), для оценки изменения физико-механических характеристик при повышенной температуре.

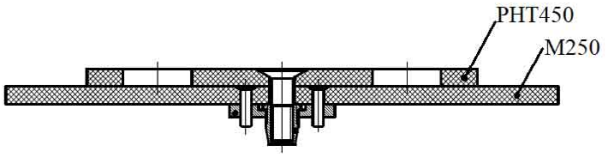


Рис. 2. КПЭ тип ПКМ-ПКМ

Для оценки работоспособности материала в соединении при повышенной температуре испытания КПЭ проведены при 271…300°С с различными типами винтового соединения, по ГОСТ Р 57867-2017 (**рис. 3**).

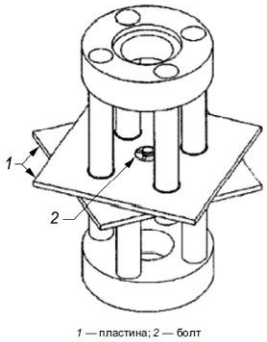


Рис. 3. Схема испытаний по ГОСТ Р 57867-2017

Для подтверждения корректности прочностных расчетов ПКМ-панелей в составе изделия были смоделированы испытания КПЭ. Прочностные расчеты ПКМ-деталей совместно с металлическими деталями крепления выполнены в программном комплексе ANSYS Workbench 2021 R1. Послойное моделирование ПКМ-деталей выполнено в модуле ACP (Ansys Composite PrepPost) [1]. На **рис.4** представлены запасы прочности и разрушенные образцы с испытаний.

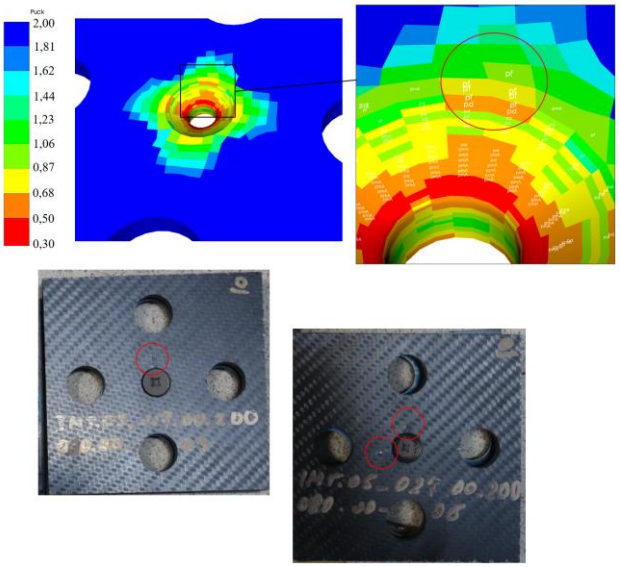


Рис. 4. Сравнение расчетных и экспериментальных данных

На рисунке отмечены места разрушения ПКМ образца. Расчетная разрушающая нагрузка была на 8,5% меньше, чем в испытаниях, так как расчет проводился до разрушения внешнего слоя, а испытания до протягивания ламината (полного разрушения КПЭ по ГОСТ 57867-2017).

На основе проведенных испытаний и верификации расчетов выполнены повторные прочностные расчёты для внесения улучшений в конструкцию ПКМ-панелей.

3 Результаты стендовых испытаний

По результатам прочностных расчетов и отработки технологии изготовления полноразмерных деталей были изготовлены их опытные образцы для стендовых испытаний. В процессе подготовки опытных образцов была проведена технологическая отработка установки термопар на ПКМ-панели. Для их закрепления был выбран клей холодного отверждения разработки АО «Композит» ЦМК-Вт.

Общая наработка ПКМ-панелей на стенде в составе изделия составила 5 ч 49 минут. Максимальная температура длительной работы деталей на испытательном стенде составила 452 °С. Кратковременно (до 5 минут) температура поднималась до 536 °С (**рис.5**), термопара Т834н2 оборвана в ходе испытаний (фиолетовая линия).

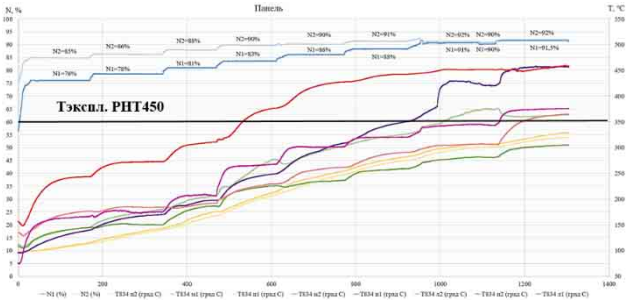


Рис. 5. Результаты термометрирования панели из ПКМ

По результатам анализа показаний термопары Т834л1 обнаружено задувание горячего воздуха из проточной части, которое соответственно привело к превышению температуры. Так как превышение температуры имело локальный характер деталь сохранила работоспособность до конца испытаний.

Из-за избыточной толщины деталей локальные перегревы детали не сказались на её работоспособности. По результатам осмотра были зафиксированы дефекты ПКМ-деталей, вызванные превышением температуры эксплуатации (представлены на **рис.6**).

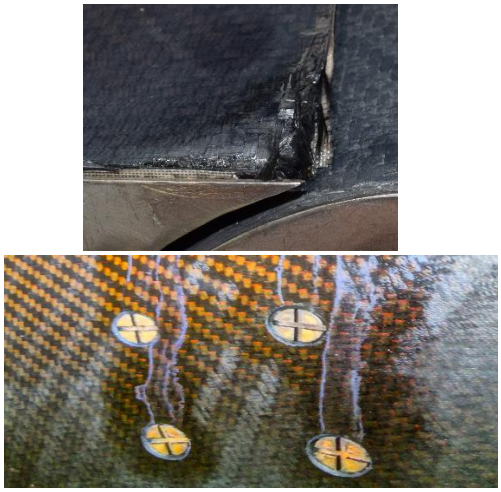


Рис. 6. Дефекты, обнаруженные на ПКМ-панелях после стендовых испытаний

На основе полученных данных были проведены работы по оптимизации конструкции:

- для снижения температуры эксплуатации в конструкции введены мероприятия по теплозащите деталей из ПКМ;
- для снижения массы, на основании теплового состояния деталей, проведен перерасчет количества слоев в деталях.

По результатам внесения улучшений в конструкции проведены повторные прочностные расчеты деталей ВО из ПКМ (**рис.7**).

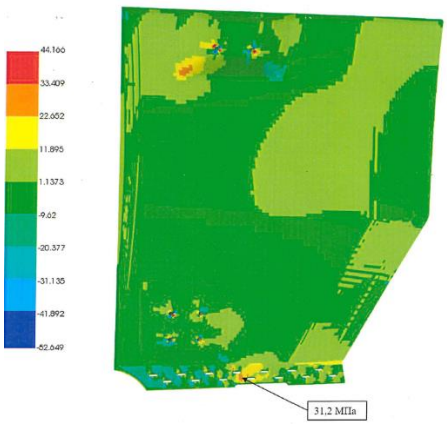


Рис. 7. Расчётное распределение напряжений сдвига в плоскости слоя панели из ПКМ

Наибольшие напряжения возникают в местах винтового закрепления кронштейна, которые удовлетворяют требованиям прочности, как по расчетным напряжениям, так и на основе испытаний КПЭ. Повторные расчеты, основанные на результатах испытаний КПЭ подтвердили возможность использования модифицированных панелей ВО из ПКМ в дальнейших работах.

На текущий момент инициированы работы по изготовлению следующей партии опытных образцов ВО из ПКМ.

4 Заключение

Комплексный подход позволил последовательно вносить улучшения в исходную конструкцию (прототип) деталей из ПКМ. На основе прочностных расчетов были сформированы места закрепления, которые вошли в перечень КПЭ. Испытания КПЭ позволили верифицировать прочностные расчеты, для введения улучшений в узлы закреплений деталей. На этапе стендовых испытаний были выявлены новые факторы, которые стоит предусмотреть в конструкции деталей (теплозащита деталей от локального перегрева). На основе собранных данных выполнены работы по оптимизации существующей конструкции и проведены повторные расчеты, которые подтвердили перспективность развития данного направления.

Список использованных источников

[1] В.Е. Стрельченко, М.И. Резникова, С.Н. Лезнов. Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: сборник аннотаций конкурсных работ. М.: МАИ, 2024. – 212 с.

[2] ГОСТ Р 57867-2017 / М. Стандартинформ: 2017.

Явление остаточных напряжений в изделиях из полимерных композиционных материалов: проблематика и перспективы исследований

Адамова А.А., Бессчетнов В.А., Тарасова Л.Н.
АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь

Одним из ключевых факторов, определяющих эволюцию авиационной техники, являются материалы, из которых изготовлена конструкция. Расширение применения полимерных композиционных материалов (далее ПКМ), в частности, для производства летательных аппаратов обусловлено стремлением к получению более легких и устойчивых к воздействиям внешних факторов материалов, сохраняющих свои физико-механические свойства при высоких температурах и в агрессивных средах.

Важную роль в проектировании конструкционных деталей из ПКМ авиационного назначения играет моделирование технологических процессов изготовления: процесса полимеризации детали и напряженно-деформированного состояния деталей после завершения процесса полимеризации на стадиях охлаждения, извлечения из формообразующей оснастки и последующей механической обработки. На каждом из этих этапов изготовления деталей из ПКМ формируются технологические напряжения, после охлаждения детали преобразующиеся в остаточные. Остаточные напряжения оказывают непосредственное влияние на качество продукции, так как в направлении нормали к слоям могут достигать значений, близких к предельным, и значительно снижать прочность конечной композиционной структуры. Наличие остаточных напряжений в сочетании с механическими нагрузками может привести к таким дефектам в композитных конструкциях, как поперечное растрескивание (микротрещины), расслоение и коробление.

Для оценки остаточных напряжений и деформаций в конструкциях из ПКМ в настоящее время широко применяются расчетные методы. К примеру, существует упрощенный метод «cooldown» [1], который позволяет учитывать только температурные деформации в изделии, но не химическую усадку связующего. Данная методика может быть реализована в коммерческом ПО с использованием стандартных процедур. Помимо этого, для прогнозирования остаточных напряжений существует более точная вычислительная методика, учитывающая тепло реакции полимеризации, химическую усадку, смену фазового состояния материала. Разница получаемых результатов по остаточным напряжениям в направлении нормали к слою между двумя названными методиками составляет около 20-25% согласно проведенным расчетным исследованиям. Эта разница не позволяет с достаточной точностью определить коэффициент запаса прочности, и, следовательно, спрогнозировать появление расслоения. Сравнение было проведено на полной и упрощенной моделях рабочей лопатки вентилятора для более полной методики и метода «cooldown» соответственно. В связи с данной проблемой требуется валидация методик экспериментальными методами.

Экспериментальные методы в данной области в основном касаются условно однородных материалов - металлов [2] или не армированных пластиков [3]. Некоторые из них возможно применить к ПКМ – к примеру, разрушающие методы контроля [4]. Данные методы основаны на общем принципе высвобождения остаточной деформации при помощи нанесения отверстий, кольцевых проточек или пропилов на отвержденный материал и интерпретации деформационного отклика в остаточные напряжения при помощи решения обратной задачи теории упругости. Выбор конкретного вида метода зависит от нескольких факторов: универсальная или специфическая геометрия у исследуемой детали, распределенные или локальные напряжения в ней прогнозируются, длительное (поэтапное)

или моментальное измерение планируется провести, частично ли разрушающий метод требуется или возможно значительное разрушение детали.

Проблемы, связанные с применением на практике данных методов:

- требуется тщательный подбор метода и высокая точность измерения и анализа данных, поскольку как показывают результаты исследований [5], на достоверность результата значительно влияет широкий список факторов – краевой эффект при изготовлении детали или образца, отклонение направления замера и укладки слоя (что исключает измерение в областях препреговых ПКМ переменной толщины), погрешность измерения до и после нанесения дефекта на материал, влияние деформационного отклика смежных слоев друг на друга и тд;

- для каждой схемы армирования, каждой разновидности и партии материала необходим значительный набор статистики измерений – то есть калибровочных испытаний. Для опытных деталей с постоянно совершенствующейся схемой армирования это может стать значительным препятствием к оперативному получению практического результата и исключает универсальность методики замеров.

Кроме разрушающих методов, существуют перспективы применения волоконно-оптических датчиков [6], либо аморфных микропроводов с использованием принципа магнитострикции [7]. Принципы схожи со статическим тензометрированием - предполагается интерпретация изменения длины световой волны либо магнитного гистерезиса в зависимости от типа датчиков для вычисления деформационного отклика. Ограничения данных методов заключаются в чувствительности измерений к искривлению слоев формуемого материала под воздействием давления и химической усадки, что может вносить значительную погрешность измерений.

На основании анализа технической литературы становится ясно, что метод определения остаточных напряжений в объекте выбирается, исходя из его структурных характеристик, геометрических параметров, а также критериев, связанных с необходимой полнотой и точностью исследовательских данных.

Список литературы:

1. Бондарчук Д.А., Федулов Б.Н., Федоренко А.Н., Ломакин Е.В. Анализ остаточных напряжений в слоистых композитах на примере симметричной схемы армирования [0°/90°] // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. - 2019. - №3. - С. 17-26.

2. Бабайцев А.В., Рабинский Л.Н., Ян Наинг Мин. Методика оценки остаточных напряжений в образцах из сплава AlSi10Mg, полученных по технологии SLM // Труды МАИ. 2021. № 119.

3. Wang, Y., Woodworth, L. & Han, B. Simultaneous Measurement of Effective Chemical Shrinkage and Modulus Evolutions During Polymerization.

4. Schajer G.S. Residual Stresses: Measurement by Destructive Methods // Encyclopedia of Materials: Science and Technology. Oxford: Elsevier Science, 2001

5. Schajer G.S., L. Yang, University of British Columbia, Department of Mechanical Engineering, Vancouver V6T 1Z4, 1994.

6. Сарбаев Б.С. и др. Исследование деформированного состояния конструкций из композиционных материалов с помощью волоконно-оптических датчиков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011.

7. Салем М.М. и др. Использование аморфных ферромагнитных микропроводов в качестве встроенных сенсоров механических напряжений в функциональных материалах // МЭС-2016. 2016.

РАЗРАБОТКА ОДНОСЛОЙНЫХ ШИРОКОПОЛОСНЫХ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

П.В. Писарев[1], К.А. Ахунзянова[1]
[1] ФГАОУ ВО ПНИПУ, Пермь

В рамках настоящей работы разработана однослойная широкополосная звукопоглощающая конструкция и технология ее изготовления. Проведены исследования влияния технологический дефектов, возникающих в процессе изготовления, на акустическую эффективность звукопоглощающих конструкций. Разработаны рекомендации по минимизации технологических дефектов и автоматизированной перфорации обшивок звукопоглощающих конструкций.

DEVELOPMENT OF SINGLE-LAYER BROADBAND SOUND-ABSORBING STRUCTURES FROM POLYMER COMPOSITE MATERIALS

P.V. Pisarev[1], K.A. Akhunzianova[1]
[1] PNRPU, Perm, Russia

Within the scope of this work, a single-layer broadband sound-absorbing structure and its manufacturing technology have been developed. Studies have been conducted on the influence of technological defects that occur during the manufacturing process on the acoustic performance of sound-absorbing structures. Recommendations have been formulated for minimizing technological defects and for automated perforation of the coverings of sound-absorbing structures.

1 Введение

В современных самолетах применяются двух- и трехслойные звукопоглощающие конструкции (ЗПК), которые обеспечивают снижение уровня шума в широком спектре частот за счет работы резонаторов (ячеек), настроенных на разные частоты [1-3]. Тем не менее, у таких конструкций есть несколько существенных недостатков: невысокие акустические показатели, значительная плотность, сложность и высокая стоимость производства, а также большой вес и размеры.

Для разработки более эффективной конструкции ЗПК требуется исследовать свойства отдельных резонансных ячеек. Однако их работа ограничена узким диапазоном частот, который лежит между двумя резонансными частотами [1, 4]. Поэтому важной задачей становится создание системы резонансных ячеек, способной эффективно поглощать звук в широком спектре рабочих частот.

В рамках настоящего исследования осуществлялась разработка однослойной широкополосной ЗПК для авиационных двигателей нового поколения.

На первом этапе проведен ряд вычислительных экспериментов по исследованию влияния формы ячеек ЗПК на их акустическую форму. Выявлено, что форма ячеек влияет на эффективность конструкции. Определено, что наиболее акустически эффективной и технологичной является ячейка сотовой формы.

На втором этапе проведены численные эксперименты по исследованию взаимовлияния соседних ячеек и влияния высоты резонатора на акустическую эффективность ЗПК. По результатам численного моделирования установлено влияние взаимного расположения ячеек ЗПК сотовой формы на их общую акустическую эффективность. Разработаны схемы взаимного расположения ячеек ЗПК. На основе выявленной акустически эффективной комбинации и схемы взаимного расположения ячеек разработана новая акустически эффективная ЗПК.

Кроме этого, значительное снижение акустической эффективности наблюдается при наличии технологических дефектов, таких как неприклей и разброс диаметров перфорации [5]. В связи с этим следует разработать автоматизированные технологии изготовления ЗПК из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

В рамках настоящей работы предложена автоматизированная перфорация с применением лазерного станка с ЧПУ и проведены экспериментальные исследования определения

акустической эффективности образов ЗПК с автоматизированной перфорацией.

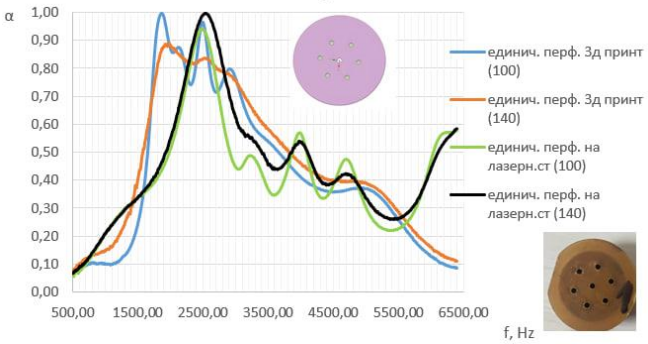


Рис. 1. График зависимости коэффициента звукопоглощения от частоты с единичной перфорацией

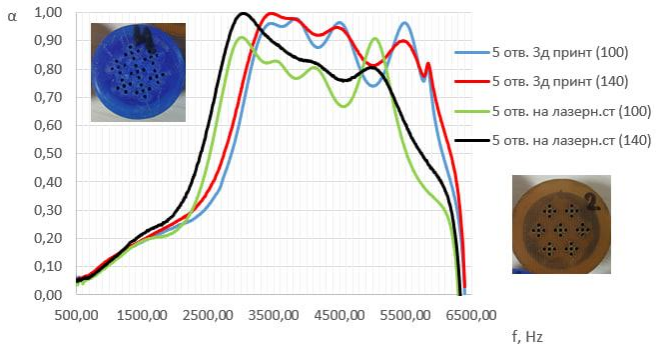


Рис. 2. График зависимости коэффициента звукопоглощения от частоты

Анализ полученных результатов выявил, что при сравнении перфорации, выполненной с помощью 3д печати и с помощью лазерного станка с ЧПУ показывают качественно близкие результаты.

По результатам выполненных исследований разработана широкополосная однослойная ЗПК. Разработана технология автоматизированной перфорации обшивок ЗПК из ПКМ. В дальнейшем планируется проведение микроструктурных исследований на пробитие отверстий, а также разработка рекомендаций по улучшению технологии автоматизированной перфорации обшивок ЗПК из ПКМ. Полученные результаты могут быть использованы при изготовлении авиационных двигателей нового поколения.

Исследование выполнено в Пермском национальном исследовательском политехническом университете при поддержке государственного задания (проект No. FSNM-2023-0006).

Список использованных источников

[1] Акустические резонансные характеристики двух и трехслойных сотовых звукопоглощающих панелей / А.Г. Захаров [и др.] // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2016. № 46. С. 144-159.

[2] Соболев А.Ф., Ушаков В.Г., Филиппова Р.Д. Звукопоглощающие конструкции гомогенного типа для каналов авиационных двигателей // Акустический журнал. 2009. №6 (55). С. 749-759.

[3] Бакланов В.С., Постнов С.С., Постнова Е.А. Расчёт резонансных звукопоглощающих конструкций' для современных авиационных двигателей // Математическое моделирование. 2007. Т. 19, № 8. С. 22-31.

[4] Modeling Acoustic Processes of the Interaction of Cells of Sound-Absorbing Structures of Aircraft Engines / P.V. Pisarev [и др.] // Acoustical Physics. 2023. Vol. 69, No. 6. P. 853–862. DOI: 10.1134/S1063771023600912.

[5] Pisarev, P. V. Investigation of influence of defects of sound absorption structures on their acoustic efficiency / P. V. Pisarev, A. N. Anoshkin, K. A. Maksimova // AIP Conference Proceedings, Novosibirsk, 13–19 августа 2018 года. Vol. 2027. – Novosibirsk: American Institute of Physics Inc., 2018. – P. 040079. – DOI 10.1063/1.5065353.

РАЗДЕЛ XIII

МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ

ВЛИЯНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Н.В. Абраимов[1], М.С. Зарыпов[1]
[1] Филиал АО «ОДК» «НИИД», Москва,

Рассмотрены основные факторы, ограничивающие долговечность лопаток турбин с жаростойкими и теплозащитными покрытиями. Установлены закономерности влияния химического и фазового состава покрытий на напряженное состояние и долговечность лопаток турбин. Приведены результаты положительного влияния газостатирования на предел выносливости лопаток турбин с алюминидными покрытиями. Установлено, что теплозащитные покрытия системы $ZrO_2 \cdot 8\%Y_2O_3$ не снижают предел выносливости лопаток турбин. Подтверждена положительная роль иттрия как раскислителя при нанесении покрытий на базе системы Me-Cr-Al.

EFFECT OF COMPOSITE PROTECTIVE COATINGS ON THE DURABILITY OF GAS-TURBINE BLADES

N. V. Abraimov[1], M. S. Zarypov[1]
[1]Research Institute of Technology and Organization of Engine Manufacture, United Engine Corporation, Moscow

The main factors limiting the service life of turbine blades with heat-resistant and thermal barrier coatings are considered. The patterns of the influence of the chemical and phase composition of the coatings on the stress state and service life of turbine blades have been established. The results of the positive effect of gasostatic processing on the fatigue limit of turbine blades with aluminide coatings are presented. It was established that thermal barrier coatings of the $ZrO_2 \cdot 8\%Y_2O_3$ system do not reduce the fatigue limit of turbine blades. The positive role of yttrium as a deoxidizer in the application of coatings based on the Me-Cr-Al system has been confirmed.

1 Введение

Лопатки турбин авиационных двигателей работают в самых сложных условиях температурно- силового нагружения. Для защиты поверхности лопаток от коррозионно-эрозионных повреждений широкое применение нашли жаростойкие покрытия. Основным источником алюминия, поставляемого на границу с газовой средой для формирования защитной оксидной пленки в форме α-Al_2O_3 являются интерметаллиды δ-Ni_2Al_3, β-NiAl, γ' - Ni_3Al.

В настоящее время из-за низкой пластичности покрытия на основе δ-Ni_2Al_3 практически не используются и основными структурными составляющими современных покрытий на газотурбинных двигателях являются фазы β-NiAl и γ'-Ni_3Al.

В процессе длительной наработки на ГТД в поверхностном слое пера лопаток, наблюдаются значительные изменения. Слой нагара и оксидов по глубине проникновения в основной сплав неравномерен по профилю и длине пера лопаток и имеет наибольшую величину со стороны корыта, особенно в прикомлевой зоне. При увеличении продолжительности работы двигателя до 3000 часов величина этого слоя может достигать 70-80 мкм. Оксидный слой на лопатках с наработкой более 1500 часов обычно имеет структуру шпинели $NiO \cdot (Al,Cr)_2O_3$, а при появлении оксида, вюститного типа NiO начинается процесс интенсивного окисления поверхности лопаток.

Интенсивность повреждений поверхностного слоя пера лопаток существенно возрастает при работе двигателей в агрессивных газовых средах и сопровождается накоплением солевых осадков, содержащих V_2O_5, Na_2SO_4, а также солевых смесей NaCl, Na_2SO_4. Солевые отложения наиболее опасны на лопатках газовых турбин, поскольку сопровождаются развитием катастрофического окисления, связанного с интенсификацией процессов флюсования защитных оксидных пленок.

2 Результаты исследований

В работе представлены пути уменьшения повреждаемости и повышения долговечности лопаток газовых турбин с защитными покрытиями.

1. Повышение запаса алюминия в покрытиях
2. Введение в состав покрытий тугоплавких металлов, обладающих малой диффузионный подвижностью и повышающих фазовую и структурную стабильность покрытий.

3. Введение в состав покрытий микролегирующих элементов, способствующих образованию стабильных и эффективных оксидных плёнок с высокой адгезией к металлу.

4. Газостатирование лопаток турбин с покрытиями.

5. Создание покрытий системы Co-Cr-Al-Si с повышенным содержанием Co, Cr и Si обладающих высокой долговечностью при работе ГТД в агрессивных средах.

Увеличение запаса алюминия путем повышения его концентрации в покрытиях до 28-32% нецелесообразно из-за резкого снижения пластичности слоя, поэтому в настоящее время более эффективным является переход к двухфазной структуре покрытий (β+γ′) с приемлемой характеристикой пластичности при увеличении толщины покрытий до 90 -110 мкм.

Для повышения вязкости и пластичности покрытия подвергаются газостатированию при температуре на 150-200°С выше температуры хрупкости и давлении 50-70 МПа. Использование аргона в качестве рабочего тела обеспечивает пластическую деформацию покрытий по механизму диффузионной и дислокационной ползучести, сопровождающейся залечиванием микропор, размером 0,1-0,8мкм и формированием тонкой субзеренной структуры алюминидных покрытий. Получаемые структурные изменения обеспечивают повышение предела выносливости лопаток на 20-25 МПа.

Разработаны способы получения двухстадийных покрытий системы Co-Cr-Al-Si, обеспечивающие троекратное увеличение долговечности лопаток турбин при температуре 900°С в условиях агрессивного воздействия солевого осадка Na_2SO_4+NaCl в сравнении с традиционными покрытиями систем Co-Cr-Al и Ni-Cr-Al, которое связано с резким уменьшением скорости флюсования оксидной пленки, содержащей оксиды кобальта, хрома и кремния.

Разработано теплозащитное покрытие с многокомпонентным металлическим связующим АЖ-8 системы Ni-Cr-Al-Ta-W-Hf-Si-Y. Введение в состав покрытия тугоплавких металлов Ta, W, Hf повышает характеристики жаропрочности и тормозит диффузионные процессы при высоких температурах. При испытании на жаростойкость при температуре 1100°С связующее покрытие АЖ-8 показало пятикратное повышение долговечности в сравнении со связующими покрытиями системы Ni-Cr-Al. Также установлено, что при нанесении теплозащитных покрытий системы $ZrO_2{\cdot}8\%Y_2O_3$ предел выносливости лопаток турбин сохраняется.

Установлен механизм положительного влияния иттрия, вводимого во многих покрытиях в состав порошков и слитков для нанесения покрытий, конденсационными методами. Методом МРСА установлено, что иттрий действует как раскислитель в жаропрочных сплавах, очищая покрытие от примеси кислорода в конденсатах.

Исследованием влияния остаточных напряжений в покрытиях на лопатках турбин, связанных с различиями температурных коэффициентов линейного расширения установлено, что в покрытии СДП-2 со структурой β-NiAl + γ-$Ni_{(тв.р.)}$ наводятся растягивающие напряжения, а в покрытиях со структурой β-NiAl и β-NiAl + γ′-Ni_3Al - сжимающие напряжения. Поэтому в первом случае предел выносливости снижается, а во втором случае повышается.

3 Заключение

1. Газостатирование лопаток турбин с покрытиями обеспечивает измельчение зерна структуры алюминидных композиционных покрытий, повышает предел выносливости лопаток турбин на 20-25МПа и залечивает микропоры размером 0,1-0,8мкм. Нанесение теплозащитного покрытия не оказывает существенного влияния на предел выносливости лопаток турбин.
2. Теплозащитное покрытие с многокомпонентными связующими системы Ni-Cr-Al-Ta-W-Hf-Si-Y обеспечивает пятикратное повышение долговечности в сравнении со связующими покрытиями системы Ni-Cr-Al при температуре 1100°С.
3. Испытаниями на солевую коррозию при 900°С установлено троекратное повышение долговечности лопаток турбин с покрытием системы Co-Cr-Al-Si в сравнении с лопатками турбин с покрытиями систем Co-Cr-Al и Ni-Cr-Al.

Список использованных источников

[1] Stringer Y. High temperature corrosion of superalloys // Mater. Sci. and Technol. 1987.V3. №7, pp. 482-493.

[2] Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С. Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. - М.: Интермет Инжиниринг, 2001. -622 с.

[3] Материаловедение и технология материалов/Абраимов Н.В., Гейкин В.А., и др.; под общ. ред. Н.В. Абраимова. М.: Наука и технологии, 2021. – 512 с.

[4] Абраимов Н.В., Овчинников В.В. Высокотемпературные материалы, покрытия и сварка в летальных аппаратах и двигателях. – М.: Наука и технологии, 2023. – 640 с.

[5] Taylor M.P., Evans H.E., Gray S., Nicholls J.R. A chromia forming thermal barrier coating system//Mater. and corrosion.2011. V.62. No 7. P.668-673.

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ ДИСКОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С.В. Овсепян[1], А.В. Востриков[1], М.Н. Летников[1], М.В. Ахмедзянов[1], И.С. Кононова[1]
[1] НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, Москва, Россия

Проведено сравнение способов производства заготовок дисков из жаропрочных никелевых сплавов: деформации слитка, гранульной металлургии с ГИП и ГИП с последующей деформацией. Изучено влияние метода изготовления на структуру и свойства сплава ЭП975. Разработанная в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ технология деформации крупногабаритной заготовки после ГИП из сплава ЭП975 обеспечивает по сравнению с прямым ГИП более высокие значения МЦУ при «жестком» и «мягком» нагружении, МнЦУ, меньшую чувствительность к надрезу.

THE MANUFACTURING TECHNOLOGY INFLUENCE ON THE NICKEL SUPERALLOYS DISKS PROPERTIES FOR AIRCRAFT TURBINE

S.V. Ovsepyan[1], A.V. Vostrikov[1], M.N. Letnikov[1], M.V. Akhmedzyanov[1], I.S. Kononova[1]
[1] NRC “Kurchatov Institute” – VIAM, Moscow, Russia

Different manufacturing methods for nickel superalloys disk blanks were compared in the article. There were studied influence manufacturing method, i.e. direct ingot deformation, powder metallurgy technology with HIP, and HIP, followed by deformation on the structure and properties of the EP975 alloy. As the result, the technology of the large-scale EP975 compacts HIP, developed at the NRC “Kurchatov Institute” – VIAM, allows to provide much higher HFC strength, as well as higher LFC under both "hard" and "soft" loading and lower notch sensitivity in comparison with the as-HIP.

1 Введение

Из жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС) изготавливают основные и особо ответственные детали авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). В том числе, это диски компрессора высокого давления (КВД) и турбины. Кроме кратковременной и длительной прочности, структурной и фазовой стабильности, дисковые материалы должны обладать высоким уровнем характеристик, определяющих надежность и ресурс работы материала в конструкции: малоцикловой усталости (МЦУ), скорости распространения трещины усталости, вязкости разрушения; низкой чувствительностью к концентрации напряжений [1].

Современные никелевые сплавы для дисков ГТД имеют многокомпонентный химический и фазовый состав: содержат более 10 легирующих элементов, количество упрочняющей интерметаллидной γ’-фазы может составлять до 65 % по массе. Поэтому технология производства заготовок дисков из них является сложным наукоемким процессом, средством, как получения формы деталей, так и обеспечения их свойств.

2 Технологии производства заготовок дисков из ЖНС

Для сплавов, содержащих до ~ 40-45% γ’-фазы, при производстве дисков в большинстве случаев используется технология деформации слитка (ЭИ437, ЭИ698, ЭП742, IN718, Waspaloy, Rene65, 720LI, 718Plus, VDM780P, AD730 и др.) [2,3]. В процессе многостадийной деформационной обработки структура сплава становится однородной, мелкозернистой. Проходящая динамическая рекристаллизация способствует формированию структуры типа микродуплекс, представляющей собой рекристаллизованные мелкие зерна матрицы и близкие к ним по размеру, некогерентно связанные, равномерно распределенные частицы упрочняющей γ’-фазы. Установлено, что сплав с такой структурой выдерживает значительную деформацию и даже проявляет сверхпластичность. Если заготовка не крупногабаритная, такой процесс применяют и для высоколегированных сплавов. Например, роторы вспомогательных ГТД конструкции «блиск» (диск+вал+лопатки), более 40 лет производят в России из сплава ЭП975-ИД с ~ 60 % γ’-фазы. Технологию деформации слитка используют для сплавов ЭК151-ИД и ВЖ175-ИД с ~ 55 % γ’-фазы; в КНР - для аналогов российских марок: GH4079, GH4151, GH4175, GH4975 [4].

Для изготовления диска большой массы и сложной формы из высоколегированных сплавов с долей γ’-фазы более 45 мас. % выплавка

качественного слитка нужного диаметра и его деформация затруднены. В этом случае применяют технологию гранульной металлургии. Литую заготовку распыляют на гранулы – микрослитки методом газоструйного распыления, например, аргоном, или центробежным плазменным распылением (PREP). Гранулы рассеивают на фракции, проводят сепарацию, засыпают в стальные капсулы и компактируют, чаще всего методом горячего изостатического прессования (ГИП), далее проводят термическую и механическую обработки. Используя такую технологию, называемую прямым ГИП (as-HIP), из высокожаропрочных никелевых сплавов можно получить равномерные по химическому составу, структуре и свойствам крупногабаритные заготовки дисков массой более 200 кг. Среди недостатков метода – наличие исходных границ гранул в материале, представляющих собой скопления стабильных карбидов и оксидов; повышенные пористость, содержание кислорода и неметаллических включений, невозможность регулировать в широком диапазоне размер зерна. Исходные границы гранул проявляются в материале после консолидации порошка, сохраняются после термической обработки и могут быть причиной снижения механических свойств. Тем не менее, эту технологию, используя гранулы PREP, более 50 лет успешно применяют в России (для сплавов ЭП741П, ЭП741НП, ЭП962П, ВВ751П, ВЖ178П и др.) для производства дисков отечественных ГТД, обладающих требуемой надежностью.

При сравнении характеристик близких по уровню легирования марок, например, ЭК151 и ЭП741НП, ВЖ175 и ВВ751П, видно, что у сплавов, полученных деформацией слитка, по сравнению с гранулируемыми более высокие значения МЦУ и ниже чувствительность к надрезу $K\sigma = \sigma^{н}_{100} / \sigma^{гл}_{100}$ (α_σ=3,75, $r_н$ = 0,15 мм), таблица 1 [5,6].

Таблица 1. МЦУ и коэффициент чувствительности к надрезу дисковых ЖНС, деформируемых из слитка, и гранулируемых (ГИП) сплавов (средние значения)

Сплавы	МЦУ σ_0, N=10^4 ц, при температуре, МПа			$K_\sigma = \sigma^{н}_{100}/\sigma^{гл}_{100}$ при температуре	
	20°С	650°С	750°С	650°С	750°С
ЭК151-ИД (деформация слитка)	1245	1090	1020	≥ 1,1	≥ 1,1
ЭП741НП (ГИП)	1100	1020	900	≥ 1,0	≥ 1,0
ВЖ175-ИД (деформация слитка)	1300	1275	1130	≥ 1,1	≥ 1,1
ВВ751П (ГИП)	1226	1100	1100	1,0	0,75

Для двигателей летательных аппаратов в Европе и США гранулы из ЖНС получают в основном распылением аргоном. По сравнению с PREP частицы менее сферичные и однородные, после компактирования в материале выше газовая пористость и количество неметаллических включений [7]. Для обеспечения требуемой для дисков авиационных турбин надежности компактированную заготовку из гранул, полученных распылением аргоном, деформируют, что является ещё одним способом производства дисков из жаропрочных никелевых сплавов. При этом снижается пористость, дробятся крупные включения и исходные границ гранул. По сравнению с прямым ГИП повышаются: прочность, пластичность, МЦУ, снижается чувствительность к надрезу. Деформационная обработка компакта из гранул PREP таким же образом улучшает свойства металла – таблица 2 [2]. Несмотря на проведенные в разные годы исследования (НИЦ «Курчатовский институт»-ВИАМ, ОАО «ВИЛС», АО «СМК», АО «Композит», ИПСМ РАН), в отечественной промышленности деформация гранульной заготовки из ЖНС для серийного производства дисков ГТД не применяется.

Таблица 2. Свойства дисковых ЖНС из гранул PREP

Характеристики		ЭП741НП		ЭП962НП	
		ГИП	ГИП+ дефор-мация	ГИП	ГИП+ дефор-мация
Кратковременное растяжение при 20 °С	$\sigma_{в}$, МПа	1420	1510	1590	1610
	$\sigma_{0,2}$, МПа	960	1110	1180	1180
	δ, %	18	16	16	18
KCU при 20 °С, Дж/см^2		50	60	30	45
Длительная прочность при 650 °С, на базе 100 ч, МПа		1000	1050	1100	1120
МЦУ σ_0 при 650 °С, N=10^4 ц, МПа		1000	1100	1100	1120

3 Производство заготовок дисков из сплава ЭП975

Среди жаропрочных материалов для дисков турбин деформируемый никелевый отечественный сплав ЭП975-ИД обладает наиболее высокой рабочей температурой, до 850 °С длительно, а также лучшей жаропрочностью в интервале температур 750 – 975 °С. По техническому заданию ПАО «ОДК-Кузнецов» из этого сплава необходимо было изготовить крупногабаритные заготовки дисков

диаметром до 700 мм с массивной ступицей. Способ деформации слитка для заготовок таких размеров из сплава ЭП975 не применим, поэтому, в АО «СМК» была разработана технология производства прямым ГИП из гранул PREP, и получены заготовки крупногабаритных дисков. Состав сплава соответствует ЭП975-ИД с небольшими изменениями в содержании углерода и гафния, характерными для гранулируемых материалов. Затем, с целью увеличения ресурса диска турбины, в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ разработана технология деформации заготовки ГИП, и на АО «СМК» изготовлены заготовки дисков такого же шифра массой ~200 кг – рис. 1. Сплаву присвоена марка ЭП975ПД.

Таким образом, представилась возможность сравнить заготовки одинакового размера и геометрии, с одним химическим составом и режимом термической обработки, полученные разными способами.

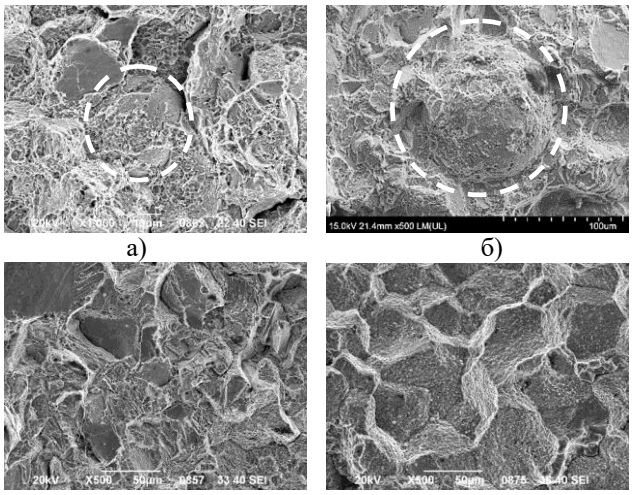
а) б)

Рис.1. Заготовка диска турбины массой ~200 кг, полученная методом ГИП+деформация из гранул сплава ЭП975ПД (а), и её микроструктура (б)

4 Исследования структуры и свойств заготовок дисков из сплава ЭП975

Фрактографическое исследование образцов после испытаний на кратковременную и длительную прочность показывают наличие в изломах материала ГИП участков разрушения по границам исходных гранул (отмечены окружностями) – рис. 2 (а и б). На образцах, полученных по технологии ГИП + деформация, поверхностей исходных гранул не обнаружено – рис. 2 (в и г).

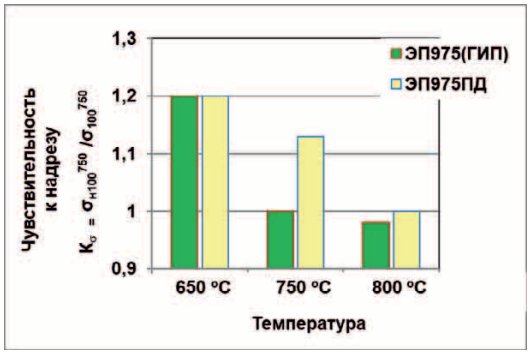
По результатам паспортизации на металле заготовок, при близких механических и физических свойствах, сплав ЭП975ПД превосходит сплав ЭП975 ГИП: по чувствительности к надрезу при температуре 750 °С на 10 % – рис. 3, а), по МЦУ при контролируемой деформации на базе $1 \cdot 10^4$ циклов – на 14 % и на 7 % при 750 °С и 800 °С соответственно, по пределу выносливости при контролируемой нагрузке на базе $2 \cdot 10^7$ циклов в диапазоне рабочих температур от 10 до 40 % – рис. 3, б). При испытаниях МЦУ по «мягкому» циклу при 650 °С долговечность образцов заготовки, полученной ГИП с последующей



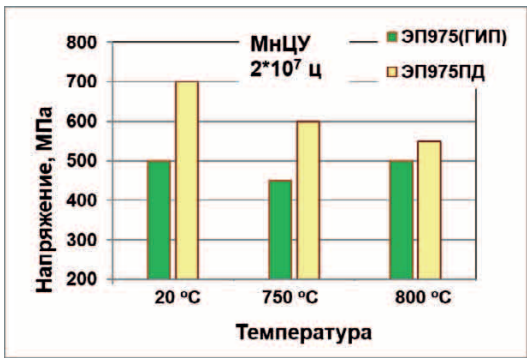
а) б)

в) г)

Рис. 2. Изломы образцов после испытаний: на кратковременную прочность при 20°С (а и в), на длительную прочность при 750 °С (б и г); технология производства: ГИП (а, б), ГИП + деформация (в, г)



а)



б)

Рис. 3. Чувствительность к надрезу (а) и МнЦУ $2 \cdot 10^7$ циклов (б) сплавов ЭП975 (ГИП) и ЭП975ПД

деформацией, выше; при напряжении 1000 МПа почти на порядок – рис. 4.

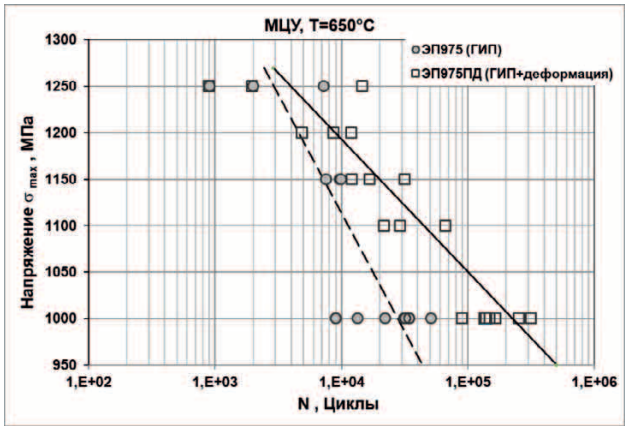


Рис. 4 МЦУ ($\sigma_{0\ max}$) сплавов ЭП975(ГИП) и ЭП975ПД

5 Заключение

Описаны технологии производства заготовок дисков авиационных газотурбинных двигателей из жаропрочных никелевых сплавов. В зависимости от уровня легирования сплава и габаритов диска в промышленности применяются: деформация слитка, распыление на гранулы с компактированием ГИП и ГИП с последующей деформацией. Показано, как способ производства влияет на характеристики материала и его структуру.

Разработанная в НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ технология деформации крупногабаритной заготовки ГИП из сплава ЭП975 обеспечивает отсутствие в изломе образцов после испытаний на длительную и кратковременную прочность участков поверхности исходных гранул. В интервале рабочих температур (650 – 750 °С) достигнуты более высокие значения характеристик, обеспечивающих надежность эксплуатации материала: МЦУ при «жестком» и «мягком» нагружении, МнЦУ, меньшая чувствительность к надрезу.

Список использованных источников

[1] Ножницкий Ю. А., Каримбаев К. Д., Потапов С.Д. Конструктивно-технологические решения, обеспечивающие повышение прочностной надежности и ресурса дисков авиационных ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2011. №3 (27). С. 298-304.

[2] Логунов А.В. Жаропрочные никелевые сплавы для лопаток и дисков газовых турбин / - Москва; Московские учебники, 2018. – 529 с.: ил., ISBN 978-5-7853-1540-2.

[3] Wise G.J., Church N.L., Talbot C.E.P., Mignanelli P.M., Hardy M.C., Jones N.G., Stone H.J. Microstructural Stability and Evolution in a New Polycrystalline Ni-Base Superalloy // Metallurgical and Materials Transactions A, 2024. V. 55A. C. 38-53.

[4] Zhang B., Huang S., Zhang W., Tian Q., Chen S. Recent Development of Nickel-based Disc Alloys and Corresponding Cast-Wrought Processing Techniques // Acta Metallurgica Sinica, 2019. Vol. 55, №9. p. 1095-1114.

[5] Авиационные материалы: Справочник в 13-ти томах. 7-е изд., перераб и доп. Под общ.ред. Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ, 2018. 248 с.

[6] Бер Б.Л., Казберович А.М. О чувствительности к надрезу дисковых гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов // Технология легких сплавов, 2023. № 1. С. 33-49.

[7] Волков А.М., Шестакова А.А., Бакрадзе М.М. Сравнение гранул, полученных методами газовой атомизации и центробежного распыления литых заготовок, с точки зрения применения их для изготовления дисков ГТД из жаропрочных никелевых сплавов // Труды ВИАМ, 2018. №11 (71). С. 12-19.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ИНТЕРМЕТАЛЛИДНЫЕ СПЛАВЫ НА ОСНОВЕ НИКЕЛЯ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

С.А. Луцкая[1], Э.Г. Римша[1], О.А. Базылева[1], Ю.В. Артеменко[1]
[1] НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, Москва, Россия

В работе описаны разработанные в НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ перспективные высокотемпературные интерметаллидные сплавы на основе никеля. Представлены основные подходы к конструированию жаропрочных сплавов и методы оценки фазовой стабильности. Рассмотрен литейный сплав ВИН4М, предназначенный для отливки лопаток газотурбинных двигателей с монокристаллической структурой ориентации <001> и материал ВКНА-25Р, предназначенный для изготовления деталей методами аддитивных технологий.

HIGH-TEMPERATURE NI-BASED INTERMETALLIC ALLOYS FOR AIRCRAFT COMPONENTS

S.A. Lutskaya[1], E.G. Rimsha[1], O.A. Bazyleva[1], Y.V. Artemenko[1]
[1] NRC «Kurchatov Institute» - VIAM, Moscow, Russia

The paper describes perspective high-temperature intermetallic nickel-based alloys designed by NRC «Kurchator Institut» – VIAM. The main approaches to the design of heat-resistant alloys and methods for assessing its phase stability are presented. Cast single-crystal alloy VIN4M and material BKNA-25R for additive technologies are presented.

1 Введение

Направление жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС) порой развивалось вопреки постулатам традиционного материаловедения. Так, сплавы, предназначенные для эксплуатации при повышенных температурах, легировали легкоплавким алюминием, причём ещё до того, как были обнаружены уникальные характеристики интерметаллидного соединения Ni_3Al. Рискованным казался и переход от деформированных лопаток к литым: предложившего такую идею Сергея Тимофеевича Кишкина обвиняли в том, что он «тянет авиацию в авантюру», однако именно изменение технологии позволило увеличить рабочую температуру в турбине за счёт усложнения систем легирования и использования охлаждаемых лопаток.

Увеличение содержания в жаропрочных никелевых сплавах хрупкой интерметаллидной фазы на первый взгляд казалось таким же авантюрным. И первые интерметаллидные сплавы на основе никеля, разработанные в ВИАМ, предназначались лишь для нанесения покрытий [1]. Но исследования различных композиций показали, что интерметаллидные сплавы отличаются от классических ЖНС повышенной жаропрочностью при меньшем содержании тугоплавких легирующих элементов и, соответственно, меньшей плотностью, что немаловажно для деталей авиационной техники, в которой идёт битва за каждый грамм веса. Благодаря построению математической модели для расчёта термической стабильности γ и γ'-фазы, в условиях НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ был создан целый ряд литейных интерметаллидных сплавов на никелевой основе, нашедших применение в отечественной авиационной промышленности.

2 Методы конструирования

Существует несколько подходов к оценке фазовой стабильности и прогнозированию механических свойств жаропрочных никелевых сплавов. Традиционно для интерметаллидных сплавов применялся метод электронного баланса, разработанный Г.И. Морозовой [2].

Способ заключается в оценке числа валентных электронов на единицу атомной массы композиции по следующей формуле:

$$\Delta E = \sum_{i=1}^{n} e_i c_i - \left(0{,}036 \cdot \sum_{i=1}^{n} a_i c_i + 6{,}28\right)$$

где ΔE – параметр дисбаланса легирования,

e_i – концентрация валентных электронов i-го элемента,

c_i – атомный процент i-го элемента в сплаве,

a_i – атомная масса i-го элемента,

n – количество компонентов сплава.

При соблюдении условия

$$-0{,}02 < \Delta E \leq 0{,}02$$

структура считается термостабильной, а химический состав сплава – сбалансированным.

Такой подход был предложен по итогам систематических исследований фазового состава интерметаллидных литейных жаропрочных сплавов и оценки склонности различных композиций к образованию нежелательных фаз в процессе наработки. В случае конструирования сплава с поликристаллической структурой с увеличенным содержанием углерода учитывается атомный процент элементов в композиции за вычетом доли, приходящейся на карбиды. В настоящее время ведутся работы по усовершенствованию метода и по определению уточняющих коэффициентов, оценивающих изменение химического состава сплава после второго переплава при отливке заготовок деталей и образцов для механических испытаний.

Для жаропрочных никелевых сплавов применяется метод New Phacomp [3], оценивающий γ-фазу по энергетическому уровню d-орбиталей всех входящих в её состав элементов по следующей формуле

$$(Md)_\gamma = \sum_{i=1}^{n} C_i (Md)_i$$

где Ci – атомная доля i-го химического элемента в составе γ-фазы, Md_γ – величина энергетического уровня d-орбиталей i-го химического элемента в составе γ-фазы.

В зависимости от атомной массы легирующих элементов γ-фазы определяется критическое значение параметра $Md_{\gamma крит.}$

$$(Md)_{\gamma крит} = 1{,}44 - 0{,}009\overline{A_\gamma},$$

где $\bar{A}_\gamma$ – средняя атомная масса компонентов γ-фазы. При $Md_\gamma \leq Md_{\gamma крит}$ сплав считается сбалансированным и не склонным к образованию двойных карбидов или топологически плотно упакованных фаз.

3 Интерметаллидные материалы для перспективных авиационных двигателей

Рассмотренные выше методы могут быть применены как для сплавов с поликристаллической структурой, так и для материалов, предназначенных для отливки заготовок с направленной и монокристаллической структурой. Вне зависимости от структуры создаваемого материала, при разработке стремятся создать гетерофазную структуру из γ′-фаза на основе соединения Ni_3Al и γ-фаза на основе Ni.

Для повышения прочностных характеристик используют традиционные механизмы упрочнения: твёрдорастворное, дисперсионное и зернограничное упрочнение (последнее – для поликристаллических материалов). Легирование тугоплавкими элементами, такими как Mo, W, Ta и Re, обеспечивает твёрдорастворное упрочнение γ′-фазы и γ-фазы. Дисперсионное упрочнение достигается за счёт формирования дисперсных частиц γ′-фазы кубоидной формы. Для зернограничного упрочнения сплавы легируют углеродом и бором для образования на границах зёрен карбидов и боридов.

Руководствуясь обозначенными выше принципами в НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ были созданы жаропрочные интерметаллидные сплавы семейства ВКНА и ВИН, предназначенные для использования в качестве материала деталей газотурбинных двигателей, в том числе рабочих и сопловых лопаток с рабочей температурой до 1200 ˚С.

В настоящее время нашли применение в промышленности серийные литейные сплавы марок ВКНА-1В, ВКНА-1ВР и ВКНА-4. К перспективным материалам можно отнести литейный сплав ВИН4М и предназначенный для изготовления деталей методами аддитивных технологий материал ВКНА-25Р.

Сплав ВИН4М предназначен для литья монокристаллических лопаток с кристаллографической ориентацией <001>. Состав базируется на системе легирования Ni-Al-Ti-Cr-Mo-W-Co-Re, дополнительно введены микродобавки редкоземельных элементов для снижения вредных примесей и повышения коррозионной стойкости.

Наличие в составе 1,2 % (масс.) рения повышает длительную прочность сплава при температурах 1100 и 1200 °С. В таблице 1 приведено сравнение механических свойств интерметаллидных сплавов ВИН4М и ІС438 [4].

Таблица 1

Механические свойства сплавов ВИН4М и ІС438 с кристаллографической ориентацией <001>

Марка	Т, ºС	$\sigma_в$, МПа	σ^T_τ, МПа, при продолжительности испытания τ, ч	
			100	500
ВИН4М	20	1100	-	-
	1100	395	60	50
	1200	280	40	30
ІС438	20	1010	-	-
	1100	380	50*	-
	1200	130	30*	-

* расчетные значения

В литом состоянии микроструктура монокристаллической отливки состоит из частиц γ′-фазы, обрамлённых прослойками γ-фазы. В междендритном пространстве заметны выделения неравновесной β-фазы и глобули эвтектической γ′-фазы. Междендритные участки обогащены

легкоплавкими элементами – Al и Ti, в осях дендритов повышено содержание тугоплавких легирующих элементов (в первую очередь Re и W). Микроструктура сплава в литом состоянии представлена на рис. 1.

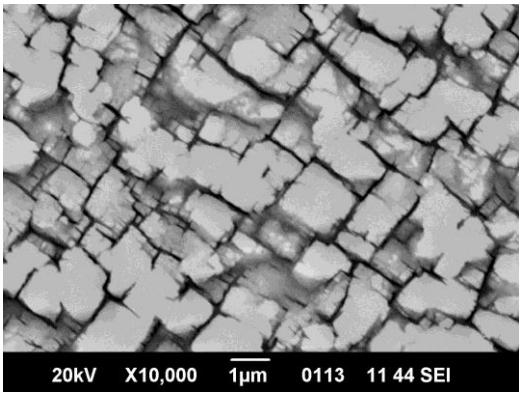


Рис. 1. Морфология γ′-фазы в осях дендритов литой заготовки лопатки в литом состоянии.

Термическая обработка из гомогенизационного отжига и старения направлена на растворение неравновесных фаз и устранение ликвации легирующих элементов. После полного цикла термической обработки наблюдается полное растворение β-фазы, частичное растворение эвтектической γ′-фазы и выравнивание химического состава внутри дендритных ячеек. Микроструктура сплава после термической обработки представлена на рис. 2.

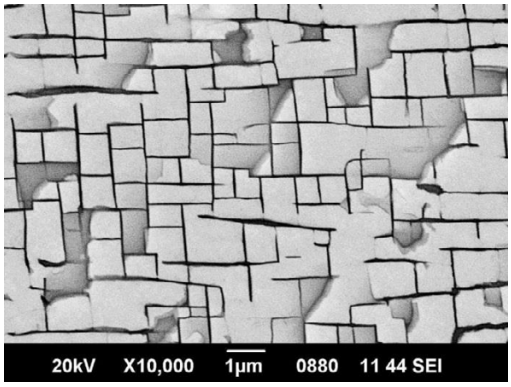


Рис. 2. Микроструктура монокристаллической заготовки из сплава ВИН4М после термической обработки.

Для материалов, получаемых методом селективного лазерного или электронно-лучевого сплавления, важную роль играет зернограничное упрочнение, поскольку изготовленный аддитивным способом материал обладает очень дисперсной мелкозернистой структурой. Карбидообразующими элементами жаропрочных никелевых сплавов являются Ti, Ta, Hf, W, Mo и Cr, дополнительно упрочняют границы зерен B и Zr. Опытным путём было установлено, что оптимальное сочетание значений кратковременной и длительной прочности в сплаве на основе интерметаллида никеля обеспечивает содержание углерода 0,18 % масс. и циркония в интервале от 0,5 до 1,0 % масс.

Разработанный в НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ состав материала ВКНА-25Р базируется на системе легирования Ni – Al – Cr – W – Mo – Co –Re. Оптимальная структура и свойства реализуются в направлении, перпендикулярном платформе построения (табл.2).

Таблица 2

Механические свойства материала ВКНА-25Р, синтезированного в направлении перпендикулярно платформе построения

T, ºC	$\sigma_в$, МПа	σ^T_τ, МПа, при продолжительности испытания τ, ч	
		100	500
20	970	-	-
1000	430	54	35
1100	230	18	9

После полной термической обработки, включающей в себя ГИП, структура материала представляет собой дисперсные частицы γ′-фазы лабиринтной морфологии и карбидные частицы с тонкими прослойками твердого γ-раствора, как показано на рис. 3. Форма зёрен, по сравнению с исходным состоянием после СЛС, остаётся неизменной, в отдельных зёрнах агломераты γ′-фазы наследуют направление и морфологию первичных ячеек, образовавшихся в процессе кристаллизации.

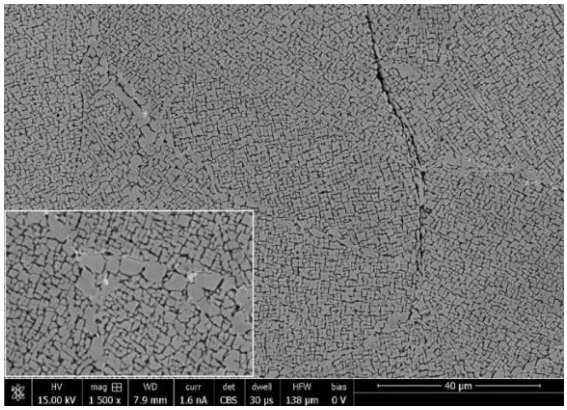


Рис. 3. Микроструктура материала ВКНА-25Р после СЛС и полной термической обработки.

С учётом низкой пластичности интерметаллидных сплавов типичные проблемы, с которыми сталкиваются в процессе их синтеза – склонность к растрескиванию периферийных областей [5]. Разработанные в НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ технологии синтеза позволяют получать из интерметаллидных материалов синтезированные детали сложной формы,

монолитные как в массивных, так и в тонких (до 0,8 мм) сечениях без образования микротрещин.

4 Заключение

Интерметаллидные сплавы, разработанные в НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ могут быть применены для деталей, изготавливаемых традиционными и перспективными методами.

Сплав ВИН4М предназначен для изготовления литых лопаток газотурбинных двигателей с монокристаллической структурой с кристаллографической ориентацией <001> с рабочей температурой до 1200 ºС.

Материал ВКНА-25Р предназначен для изготовления методами аддитивных технологий малонагруженных деталей горячего тракта ГТД сложной формы, длительно эксплуатируемых при температурах до 1150 ºС с забросами температуры до 1200 ºС.

Список использованных источников

[1] Бунтушкин В.П. Исследование и разработка жаростойкого интерметаллидного сплава и покрытий для теплонагруженных деталей авиационных газовых турбин: автореф. дис. канд. техн. наук. М., 1976. 24 с.

[2] Морозова Г.И. Компенсация дисбаланса легирования жаропрочных никелевых сплавов. Металловедение и термическая обработка металлов. 2012. №12 (690). С. 52-56.

[3] Morinaga M., Yukawa N., Adachi H., Ezaki H. New phacomp and its applications to alloy design. Superalloys 1984.

[4] Патент US00610664 Ni3Al-based intermetallic alloys having improves strength above 850 ºC, Lockheed Martin Energy Research Copr., 2000

[5] Каблов Е.Н., Евгенов А.Г., Петрушин Н.В., Бакрадзе М.М., Неруш С.В., Шуртаков С.В., Мазалов И.С. Селективное лазерное сплавление: материалы и технологии для синтеза ресурсных деталей. М.: ВИАМ, 2023 – 614 с. ил.

Развитие технологии изготовления штамповок лопаток из сплава ВТ8М-1

А.В. Несоленов[1], Т.В. Павлова[1], О.С. Кашапов[1], В.С. Калашников[1]
[1] НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ

В докладе рассматривается состояние вопроса и перспективы развития технологии изготовления штамповок лопаток компрессора для авиационных ГТД из жаропрочного титанового сплава марки ВТ8М-1. Приведены характеристики материала прутковой лопаточной заготовки, штамповок лопаток, изготовленных типовыми методами объемной штамповки (в отожженном состоянии) и методом термомеханической обработки (ТМО) из сплава ВТ8М-1 в сравнении с другими титановыми сплавами, применяемыми для изготовления штамповок лопаток компрессора (ВТ3-1, ВТ6, ВТ8, ВТ9, ВТ8М). На основании имеющегося положительного опыта применения сплава ВТ8М-1, предложены направления по совершенствованию технологии изготовления штамповок лопаток в обеспечение повышения усталостной прочности материала.

The report is focused on problems and outlooks of the development of technology for compressor blade stamps production for gas turbine engines made from heat-resistant VT8M-1 titanium alloy. The characteristics of initial rods and blade stampings made from VT8M-1 produced by standard stamping methods (with additional annealing) and thermomechanical treatment (TMT) are given. In order to demonstrate the perspectives of VT8M-1 blade stampings the results of mechanical testings are compared with other titanium alloys which are used to produce compressor blades (VT3-1, VT6, VT8, VT9, VT8M) as well. The direction to improve the technology of blade stamping in order to enhance the material's fatigue strength was proposed on the positive experience with VT8M-1.

1 Введение

В настоящее время лопатки компрессоров авиационных газотурбинных двигателей изготавливают из двухфазных жаропрочных титановых сплавов марок ВТ3-1, ВТ6, ВТ8 (ВТ8М, ВТ8М-1), ВТ9, в отдельных случаях для статорных лопаток применяют псевдо-альфа- сплав ВТ20. Для максимальных рабочих температур до 600 °С применяется псевдо-альфа- сплав ВТ18У [1-3].

Развитие жаропрочных титановых сплавов в отечественной промышленности привело к существованию нескольких серийных марок, применяемых для изготовления лопаток и дисков компрессора авиационных двигателей. Причем, если сплавы ВТ8 и ВТ9, разработанные в начале 60-х годов прошлого века являлись изначально более универсальными по области применения (диски, лопатки, крепеж и другие детали ГТД), то сплавы ВТ8М и ВТ8М-1 были разработаны к концу 80-х годов и предназначались только для лопаток и крепежных изделий. При всей схожести перечисленных сплавов (двухфазные титановые сплавы системы Ti-Al-Mo-Si-(Zr-Sn)) по химическому и фазовому составу, микроструктуре и уровню механических свойств, зафиксированному в документации на поставку, для изделий, изготовленных в одних и тех же условиях, фактические характеристики материала будут отличаться.

Длительное время серийным сплавом оставался наиболее высокопрочный и жаропрочный титановый сплав марки ВТ9, системы Ti-Al-Mo-Zr-Si, с рабочей температурой до 500 °С. Относительно высокое содержание алюминия, кремния и добавка циркония в сплаве ВТ9 обеспечивают высокие показатели усталостной прочности и жаропрочности при температурах 500-550 °С. Разработкой сплавов ВТ8М, а затем - ВТ8М-1 решалась задача повышения технологических свойств материала применительно к процессу холодной вальцовки лопаток без потери прочностных характеристик до температуры 450 °С.

За рубежом основным сплавом для изготовления «температурных» лопаток компрессора является сплав Ti6242 с рабочей температурой до 480-540 °С [4-6]. Сплавы серии ВТ8, ВТ9 и в определенной мере ВТ20 являются аналогами по применению сплава Ti6242 и вопрос сравнения характеристик отечественных жаропрочных сплавов при повышенных температурах с зарубежным сплавом Ti6242 является безусловно актуальным. Существенные различия в химическом составе отечественных сплавов и сплава Ti6242, различия в режимах контрольных испытаний механических свойств при повышенных температурах не позволяют прямо сопоставить и сравнить характеристики этих материалов.

Актуальность сопоставления характеристик отечественных и зарубежного материалов возросла в связи с проблемой импортозамещения. При эксплуатации воздушных судов гражданской авиации основной причиной съема лопаток компрессора являются повреждения от попадания посторонних предметов в тракт газотурбинного двигателя, эрозионный износ аэродинамических поверхностей, износ покрытий на контактных поверхностях бандажных полок и замков лопаток [7]. Отметим, что двухфазные жаропрочные титановые сплавы, содержащие свыше 5 % стабильной бета- фазы, отличаются некоторым преимуществом от серийных псевдо-альфа- титановых сплавов в части технологичности в металлургическом производстве, а именно на операциях горячей деформации [8, 9] при изготовлении прутковой лопаточной заготовки и штамповок лопаток. Эти сплавы выгодно отличаются по характеристикам кратковременной и усталостной прочности, чувствительности к концентраторам напряжений при различных видах испытаний – то есть наиболее важным показателям для материала лопаток компрессора. Поэтому, в отечественной практике двухфазные сплавы используются для изготовления лопаток с рабочими температурами до 500 °С.

Сплавы ВТ8М и ВТ8М-1 по сравнению со сплавом ВТ9 из-за заметного сниженного содержания алюминия и кремния, увеличения содержания молибдена, и как следствие – объемной доли стабильной бета- фазы, снижающей жаропрочность, можно ожидать некоторого снижения характеристик жаропрочности. Указанные рассуждения требуют экспериментальной проверки. Отметим, что отличие сплава ВТ8М-1 от ВТ8М заключается в сниженном содержании кремния при одновременной добавке олова и циркония, что позволило на сплаве ВТ8М-1 обеспечить предельную деформацию при холодной вальцовке до 45 %.

Основная часть

В условиях НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ из исходных горячекатаных прутков (сплавы ВТ8, ВТ9, ВТ8М, ВТ8М-1) методом «ТМО» (калибровка, старение) по серийным режимам были изготовлены штамповки среднего габарита. Образцы из штамповок вырезали в долевом направлении.

На материале штамповок определены характеристики кратковременной прочности при комнатной температуре и при температуре 480 °С (для сплава ВТ8 кратковременную прочность определяли на прутках в отожженном состоянии). Для сплава ВТ8М-1 характеристики кратковременной прочности дополнительно определили на прутках в отожженном состоянии. Испытания на ползучесть проводили при температуре 500 °С и напряжении σ = 241 МПа. Получен следующий уровень характеристик (минимальные значения).

Сплав ВТ8 (пруток): $\sigma_{0,2}^{20} \geq 980$ МПа, $\sigma_B^{20} \geq 1040$ МПа, $\delta_5^{20} \geq 17,5$ %, $\psi^{20} \geq 40,0$ %, $\sigma_{0,2}^{480} \geq 585$ МПа, $\sigma_B^{480} \geq 740$ МПа.

Сплав ВТ8М: $\sigma_{0,2}^{20} \geq 910$ МПа, $\sigma_B^{20} \geq 970$ МПа, $\delta_5^{20} \geq 18,0$ %, $\psi^{20} \geq 53,0$ %, $\sigma_{0,2}^{480} \geq 530$ МПа, $\sigma_B^{480} \geq 665$ МПа.

Сплав ВТ9: $\sigma_{0,2}^{20} \geq 990$ МПа, $\sigma_B^{20} \geq 1090$ МПа, $\delta_5^{20} \geq 18,0$ %, $\psi^{20} \geq 48,0$ %, $\sigma_{0,2}^{480} \geq 600$ МПа, $\sigma_B^{480} \geq 800$ МПа.

Сплав ВТ8М-1 (пруток): $\sigma_{0,2}^{20} \geq 935$ МПа, $\sigma_B^{20} \geq 1025$ МПа, $\delta_5^{20} \geq 16,5$ %, $\psi^{20} \geq 59,5$ %, $\sigma_{0,2}^{480} \geq 590$ МПа, $\sigma_B^{480} \geq 760$ МПа.

Сплав ВТ8М-1 (штамповка): $\sigma_{0,2}^{20} \geq 940$ МПа, $\sigma_B^{20} \geq 1030$ МПа, $\delta_5^{20} \geq 18,0$ %, $\psi^{20} \geq 57,0$ %, $\sigma_{0,2}^{480} \geq 590$ МПа, $\sigma_B^{480} \geq 760$ МПа.

На рисунке (**рис. 1**) изображены кривые ползучести по результатам испытаний ВТ8, ВТ8М, ВТ8М-1, ВТ9.

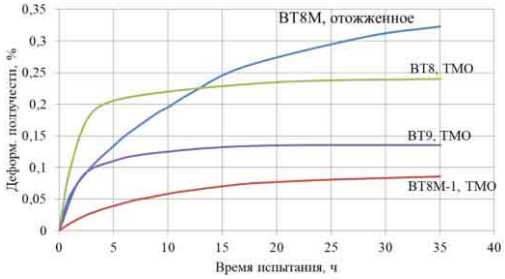


Рис. 1. Кривые ползучести сплавов ВТ8 – пруток; ВТ8М, ВТ9 и ВТ8М-1 – штамповки. Режим испытания: Т=500 °С, σ = 241 МПа, τ = 35 ч.

Средняя величина остаточной деформации была оценена на трех образцах каждого сплава; для прутка из сплава Ti6242 ∅ 40 мм на **рис. 2** приведено значение по данным [10].

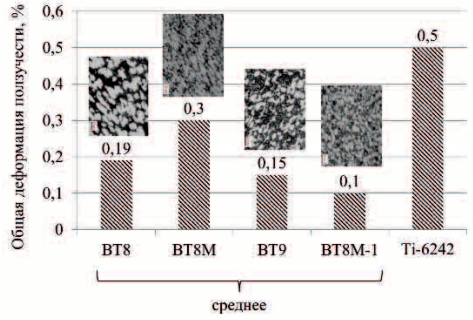


Рис. 2. Тип микроструктуры и среднее значение по общей деформации ползучести сплавов ВТ8, ВТ8М, ВТ9, ВТ8М-1 в сравнении с зарубежным сплавом-аналогом Ti6242.

Более подробно с результатами испытаний можно ознакомиться в работе [11]. Отметим, что сплав ВТ8М

оказался наименее жаропрочным из рассматриваемых. Остальным сплавам при заданной температуре, напряжении и времени испытаний 35 часов достаточно, чтобы выйти на линейный участок ползучести. Наилучшие показатели жаропрочности получены на материале штамповок из сплава ВТ8М-1.

Исходя из изложенных выше результатов испытаний следует, что по значениям кратковременной прочности при комнатной температуре все сплавы кроме ВТ9 находятся примерно на одном уровне. ВТ9 показывает преимущество (≈10%). Сплавы ВТ8М и ВТ8М-1 отличает несколько большая величина относительного сужения. Штамповки из сплава ВТ8М-1, изготовленные в конкретных производственных условиях по характеристикам механических свойств существенно не отличаются от исходных катаных прутков в отожженном состоянии.

При освоении новых изделий, за счет подбора технологии и режимов изготовления возможно существенно улучшить характеристики материала штамповок лопаток. Так, на промышленных крупногабаритных штамповках, изготовленных методом ТМО из сплава ВТ8М-1 уровень кратковременной прочности материала варьируется в пределах σ_B^{20} = 1039…1127 МПа (в зависимости от места и направления вырезки образцов).

Результаты, полученные в настоящей работе, говорят о том, что на штамповках лопаток из сплава ВТ8М-1, изготовленных методом ТМО, а также на прутках после двойного отжига вполне можно гарантировать нормы, действующие для сплава Ti6242 по кратковременной прочности при комнатной температуре и при температуре испытаний 480 °С Так, для прутков диаметром до 25,4 мм из сплава Ti6242 гарантированный уровень свойств в отожженном состоянии составляет: $\sigma_{0,2}^{20} \geq 862$ МПа, $\sigma_в^{20} \geq 931$ МПа, $\sigma_в^{480} \geq 620$ МПа [12-14]). При необходимости нормировать величину условного предела текучести при комнатной и повышенных температурах, а также величину относительного удлинения и сужения при 480 °С, встречающиеся в ряде стандартов, возможно без каких-либо затруднений.

Опыт изготовления крупных и особокрупногабаритных штамповок лопаток вентилятора и первых ступеней компрессора из сплава ВТ8М-1 показывает значительные преимущества по прочностным характеристикам этого материала. Применение относительно простого метода ТМО позволяет с одной стороны – обеспечить требуемую геометрию изделия, а с другой – дополнительно повышает прочностные свойства материала. Для сравнения ниже приведены характеристики механических свойств особокрупногабаритных штамповок лопаток из титановых сплавов различных марок с учетом метода изготовления. Характеристики кратковременной прочности для образцов из пера в долевом направлении, остальные характеристики – из пера и замка в долевом и поперечном направлениях.

Сплав ВТ3-1, Ш (изотермический отжиг с переносом в печь): σ_B^{20} = 1095…1105 МПа, $\delta_5 \geq 17,7$ %, $\psi \geq 43,7$ %, KCU ≥ 36 Дж/см^2, KCT ≥ 13,7 Дж/см^2.

Сплав ВТ8, ТМО: σ_B^{20} = 1010…1090 МПа, $\delta_5 \geq 14,5$ %, $\psi \geq 31,0$ %, KCU ≥ 36 Дж/см^2.

Сплав ВТ6, Ш, одноступенчатый отжиг (перо, замок, долевое и поперечное направления вырезки образцов): σ_B^{20} = 930…960 МПа, $\delta_5 \geq 10$ %, $\psi \geq 35$ %, KCU ≥ 44 Дж/см^2.

Сплав ВТ6, ВТМО: σ_B^{20} = 1030…1130 МПа, $\delta_5 \geq 12,0$ %, $\psi \geq 39$ %, KCU ≥ 44 Дж/см^2, KCT ≥ 21,5 Дж/см^2.

Сплав ВТ8М, ТМО: σ_B^{20} = 1095…1105 МПа, $\delta_5 \geq 17,7$ %, $\psi \geq 43,7$ %, KCU ≥ 36 Дж/см^2, KCT ≥ 13,7 Дж/см^2.

Сплав ВТ8М-1, ТМО: σ_B^{20} = 1060…1127 МПа, $\delta_5 \geq 15,8$ %, $\psi \geq 38,3$ %, KCU ≥ 54 Дж/см^2, KCT ≥ 26,5 Дж/см^2.

Из представленных данных видно, что в промышленных условиях технология ТМО, применяемая для сплава ВТ8М-1 обеспечивает высокие показатели кратковременной прочности, пластичности, ударной вязкости и работы разрушения образцов с усталостной трещиной. По характеристикам вязкости и пластичности сплав ВТ8М-1 превосходит остальные сплавы. При этом, сплав обладает высоким пределом выносливости, который составляет $\sigma_{-1}^{гл}$ = 540 МПа на базе $2 \cdot 10^7$ циклов для отожженного состояния.

3 Заключение

Двухфазный жаропрочный титановый сплав марки ВТ8М-1 можно отнести к новым материалам, так как его создание пришлось на наиболее сложный для отечественной промышленности период времени – конец 80-х…начало 90-х годов прошлого века. Изначально ставилась задача по достижению максимальной технологичности материала при изготовлении лопаток методом холодной вальцовки. Для этого в сплаве, по сравнению с «базовым» сплавом ВТ8, было снижено содержание алюминия и кремния. Для компенсации характеристик кратковременной прочности и жаропрочности, введены в небольшом количестве элементы олово и

цирконий. Эти мероприятия позволили получить не только требуемую технологичность (максимальную для сплавов этого класса), но и в значительной степени – обеспечили высокую пластичность и ударную вязкость материала, улучшили технологичность при горячей деформации (снижение содержания алюминия создает благоприятные условия для процессов рекристаллизации альфа-фазы), а значит и стабильность получения высоких характеристик механических свойств.

Возможности по повышению характеристик материала штамповок лопаток из сплава ВТ8М-1 – далеко не исчерпаны. При соблюдении определенных условий охлаждения, возможно добиться существенного роста прочностных характеристик без потери обозначенных преимуществ сплава. Эмпирическая зависимость уровня прочности от скорости охлаждения после калибровки для сплава ВТ8М-1 приведена на рис. 3.

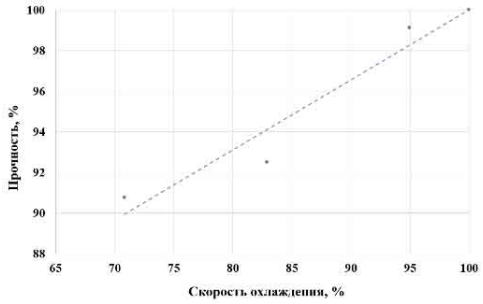


Рис. 3. Зависимость уровня прочности от скорости охлаждения для сплава ВТ8М-1. Сечение в 12 мм взято за 100 % по обоим осям.

Другим приемом может быть использование наработанного опыта изготовления штамповок лопаток методом холодной вальцовки в части закалки заготовки на мягкий мартенсит с последующим старением. Эта технология обеспечивает более существенный прирост кратковременной прочности, позволяет проводить операции правки при значительно более низких температурах, по сравнению с типовым температурным интервалом, принятым для сплавов этого класса.

Список использованных источников

[1] Солонина О.П., Глазунов С.Г. Современные жаропрочные титановые сплавы и перспективы их применения в двигателях. М.: Металлургия, 1974. 448 с.

[2] Яковлев А.Л., Кашапов О.С., Путырский С.В., Алексеев Е.Б., Кочетков А.С. Современные направления развития титановых сплавов для авиационной техники Титан. 2020. № 3-4 (69). С. 35-47.

[3] Н.М. Улякова. Влияние редкоземельных металлов на механические свойства и структуру жаропрочного титанового α- сплава. Научные публикации сотрудников ВИАМ. 1993. 9 с. Электронный ресурс. https://viam.ru/sites/default/files/scipub/1993/1993-201445.pdf

[4] Leyens, C., and M. Peters. Titanium and Titanium Alloys: Fundamentals and Applications. Weinheim: Wiley-VCH, 2003. 513 p.

[5] G. Lutering, J.C. Williams. Titanium. Springer 2nd ed. 2007, XII, 442 p.

[6] Gerhard Welsch, Rodney Boyer, E. W. Collings. Materials Properties Handbook: Titanium Alloys. ASM International. 1994 г. 1176 pp.

[7] Блинов В.Л., Дерябин Г.А., Зубков И.С. Классификация уровня эрозии проточной части изолированной ступени осевого компрессора. Энергетические системы, 2022, № 1. С. 1-11. URN: https://urn.issn.orgurn:issn:2782-3989es2022vol7i1

[8] Полуфабрикаты из титановых сплавов; под ред. Б. А. Колачева. М.: ОНТИ ВИЛС, 1996. 581 с.

[9] Калашников В.С., Решетило Л.П., Чучман О.В., Наприенко С.А. Характеристики прочности и выносливости прутков и штамповок лопаток из серийных жаропрочных титановых сплавов и нового титанового сплава псевдо-α-класса. Труды ВИАМ. 2022. № 2 (108). С. 13-31. DOI: 10.18577/2307-6046-2022-0-2-13-31

[10] M. Es-Souni. Primary, secondary and anealastic creep of a high temperature near-alpha Ti alloy Ti6242Si Materials Characterization. 2000. Vol. 45 P. 153-164.

[11] Оглодков М.С., Кашапов О.С., Калашников В.С., Кондратьева А.Р. Сравнительный анализ характеристик отечественных сплавов марок ВТ8, ВТ8М, ВТ8М-1, ВТ9 и сплава Ti6242S (США) применительно к лопаткам компрессора высокого давления авиационных газотурбинных двигателей. Авиационные материалы и технологии. 2024. № 3 (76). С. 35-50.

[12] Jackson J., Rice R. Preliminary material properties handbook: in 5 vols. Columbus: Battelle, 2000. Vol. 2: SI Units. 293 p.

[13] Donlevy A., Blicker S., Bugle C. Specifications book fourth edition. International titanium association, Broomfield, USA, 2005. 45 p.

[14] Wessel J.K.. Handbook of Advanced Materials: Enabling New Designs. Tennessee: Wiley-Interscience, 2004. 645 p.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ ПОКРЫТИЙ АНТИВИБРАЦИОННЫХ ПОЛОК ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Л.Н. Лесневский[1], И.А. Николаев[1], А.В. Попарецкий[2]
[1]МАИ, Москва
[2]ОКБ им. А. Люльки, Москва

В настоящей работе для повышения износостойкости в условиях фреттинг-изнашивания при возвратно-поступательном скольжении испытываются и сравниваются различные материалы и покрытия, сформированные различными методами. Испытания проводятся на специализированной машине трения, моделирующей условия работы антивибрационных полок лопаток компрессора газотурбинного двигателя. Проведенные исследования позволили определить наиболее эффективные материалы и покрытия и рекомендовать их для конструкторско-технологического совершенствования технологии нанесения и применения их для защиты от износа рабочих поверхностей антивибрационных полок лопаток компрессора.

RELATIVE ANALYSIS OF ANTY-VIBRATION MID-SPAN WEAR RESISTANCE COATINGS OF GAS TURBINE ENGINES COMPRESSOR BLADES

L.N. Lesnevsky[1], I.A. Nikolaev[1], A.V. Poparetsky[2]
[1]MAI, Moscow
[2]OKB im. A. Lulki, Moscow

In this paper, various materials and coatings formed by different methods are tested and compared to improve wear resistance under fretting wear conditions during reciprocating sliding. The tests are carried out on a specialized friction machine simulating the operating conditions of anti-vibration mid-span shrouds of compressor blades of a gas turbine engine. The realized studies made it possible to determine the most effective materials and coatings and recommend them for design and technological improvement of the deposition technology and their use to protect the working surfaces of anti-vibration mid-span shrouds of compressor blades from wear.

1.Введение

Известно, что при работе газотурбинного двигателя (ГТД) на рабочие лопатки компрессора действуют периодически изменяющиеся нагрузки, вызывающие вибрационные изгибные и крутильные напряжения. Одним из методов, применяемых в настоящее время для снижения величин вибрационных напряжений, является использование в конструкции лопаток антивибрационных полок, существенно изменяющих их вибрационные характеристики. Обеспечение нулевого зазора между контактными поверхностями полок лопаток в рабочем состоянии исключает наиболее опасную первую форму их изгибных колебаний, поэтому сохранение геометрии таких полок является важным условием надежности и ресурса ГТД в целом. Антивибрационные полки в компрессорах применяются в основном на рабочих колёсах первых ступеней, имеющих большую относительную длину лопаток, и размещаются, чаще всего, на расстоянии от корня лопаток lп = 0.6-0.8 l, где l – длина лопатки [1].

Действие антивибрационных полок в повышении вибрационной прочности основано на принципе работы демпферов сухого трения (фрикционных демпферов) и заключается в рассеивании энергии вибраций преобразованием её в работу сил трения, совершаемую колеблющимися друг относительно друга контактными поверхностями антивибрационных полок. При работе двигателя в стационарном режиме колебательные движения лопаток и лопаточного венца вызывают незначительные перемещения контактных поверхностей антивибрационных полок. В переходных режимах работы контактные поверхности также перемещаются относительно друг друга, но уже в условиях переменных контактных давлений. Таким образом, демпферный бандаж должен быть в меру податливым (плотно прилегать к полкам лопаток и создавать силу трения), и дополнительно быть достаточно жестким, чтобы иметь достаточную прочность и износостойкость [2].

Поэтому экспериментальные, лабораторные исследования поведения контактных поверхностей, моделирующих работу антивибрационных полок, имеют важное практическое значение, поскольку такие исследования поведения полок позволяют определить зарождение усталостных дефектов, оценить величины фреттинг-износа и ресурс работы контактных поверхностей. Проблема фреттинг – изнашивания антивибрационных полок особенно актуальна для титановых сплавов, поскольку у этих сплавов наблюдаются низкие антифрикционные свойства, склонность к

схватыванию, образованию задиров и снижению усталостной прочности. Наиболее распространённым способом предотвращения или ослабления фреттинг - изнашивания в общем случае является нанесение износостойких покрытий на контактные поверхности антивибрационных полок, с использованием в этом случае нанесения (напайки, напыления, наплавки) твёрдосплавных износостойких покрытий.

Таким образом, объектом исследования в настоящей работе являются износостойкие покрытия из кандидатных износостойких материалов для защиты от изнашивания антивибрационных полок лопаток компрессоров. Основной целью исследования является анализ информации о сопротивлении фреттинг-изнашиванию поверхностей образцов с износостойкими покрытиями, полученной в результате их испытаний на специализированной машине трения.

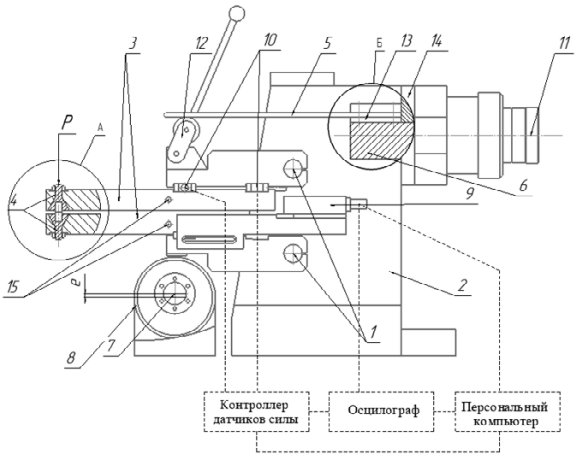
2. Материалы, методики и используемое оборудование

Для исследований в качестве материала образцов, представляющих собой пальцы Ø6мм длиной 10мм, использовался титановый сплав ВТ6. Покрытия наносились на торцевую поверхность образцов. Комплектность образцов по исполнению представлена в Таблице 1.

Таблица 1. «Комплектность образцов по исполнениям»

№	*Тип материала покрытия*	*Использованный метод осаждения*
1	ВТ6-WC (5-95)	Лазерная наплавка DED
2	ВТ6-WC (20-80)	Лазерная наплавка DED
3	ВТ6-WC (40-60)	Лазерная наплавка DED
4	ВК10ХОМ	Спекание
5	ВК8	Индукционная пайка
6	ВК25	Детонационное напыление
7	Релит	Индукционная пайка
8	Stellite 6 – WC (40-60)	Лазерная наплавка DED
9	ПКХТН-30	Плазменное напыление APS
11	ПКВН-20	Плазменное напыление APS
12	ПКВН-30	Плазменное напыление APS
13	ПКХТН-30	Лазерная наплавка DED
14	ПКХН-30	Лазерная наплавка DED
15	ПКВН-20	Лазерная наплавка DED
16	ПКВН-30	Лазерная наплавка DED

В качестве основных методов формирования покрытий были использованы: лазерная наплавка на установке DED (direct energy deposition) с двухструйной подачей порошка с помощью головки YC-50, оборудованной волоконным лазером ЛС-4К и роботом KUKA, и плазменное напыление плазмотроном F4 на установке APS (atmospheric plasma spraying) мощностью 55 кВт, с порошковыми питателями фирмы «Plasmadyne». Испытания образцов проводились на специализированной машине трения (рис.1).



1 – оси рычагов; 2 – плиты корпуса установки; 3 – рычаги; 4 – цанги с образцами; 5 – плоская пружина; 6 – узел перемещения пружины; 7 – вал; 8 – внешняя обойма подшипника; 9 – лазерный датчик перемещения; 10 - датчики силы; 11 – винт перемещения привода пружины; 12 – рычаг; 13- проставка под пружиной; 14 – задняя стенка машины трения; 15- подвод воды

Рис. 1. Схема специализированной машины знакопеременного трения

Регистрация величины перемещения образцов, в зависимости от величины установленного эксцентриситета «е» обеспечивалась при вращении вала 7, закрепленном на валу электродвигателя при постоянном контакте внешней обоймы подшипника 8 с нижним рычагом обеспечивалось лазерным триангуляционным датчиком РФ603*HS* (*Dmax* = ±2,5мм, Δ=5мкм), установленным на нижнем рычаге 9. Измерение коэффициента трения производилось с помощью пары трехосных пьезоэлектрических датчиков силы *Kistler* 9027C (*Fmax*=±4кН), закрепленных в верхнем рычаге машины трения 10 по схеме, рекомендованной производителем датчиков. Для определения нормальной нагрузки, возникающей в месте установки образцов, использовался тензодатчик сжатия *MLB13* (диапазон измерения от 0...2000Н) с весовым преобразователем *DT-50-A*. Режимы и условия испытаний образцов покрытий представлены в Таблице 2.

Таблица 2. Условия испытаний покрытий

№ п/п	*Условия испытаний*	*Параметр (характеристика)*
1	Среда	Сухое трение (воздух)
2	Форма контакта	Плоскость/плоскость
3	Вид движения	Возвр.-поступательное
4	Температура	25°C
5	Давление контакте	30 МПа (990Н)
6	Частота измерений	10 Гц
7	Перемещение	0,75 мм
8	Количество циклов	10^5, 10^6

Результаты испытаний оформлялись в виде протоколов, при этом рассчитываемые параметры определялись при использовании следующих выражений: Ih = Δh/ΔL мкм/м – линейная интенсивность изнашивания, где Δh - величина сближения образцов, определяемая как разность ($h_1 - h_2$) между начальным размером сближения поверхностей с покрытиями образцов h_1 и после заданного числа циклов износа h_2; ΔL – путь трения, определяемый как произведение циклов Nц на величину перемещения в цикле 2As (м), где As – амплитуда скольжения; Kh = h/ΔL P мкм/мН – линейный коэфициент износостойкости, где P – нагрузка на узел трения в Н, Δh и ΔL параметры, определённые выше. Массовый износ и его интенсивность определялись взвешиванием образцов до и после испытаний.

3. Экспериментальные результаты и их обсуждение.

Зависимости Ih и Kh по числу циклов пяти лучших образцов с покрытиями в процессе изнашивания представлены на рис. 2 и 3.

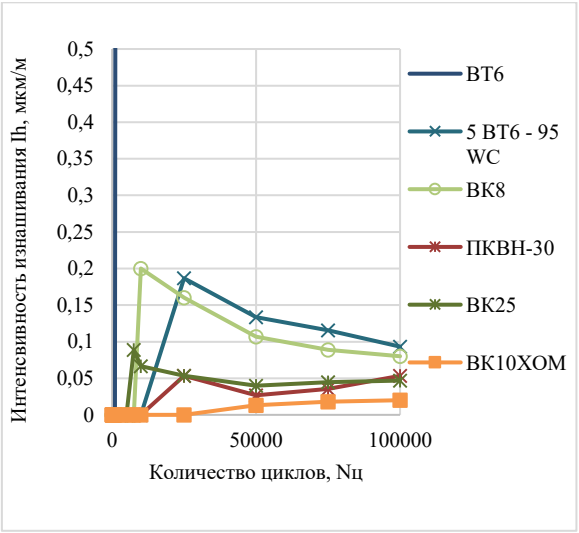


Рис.2. Кривые интенсивности изнашивания

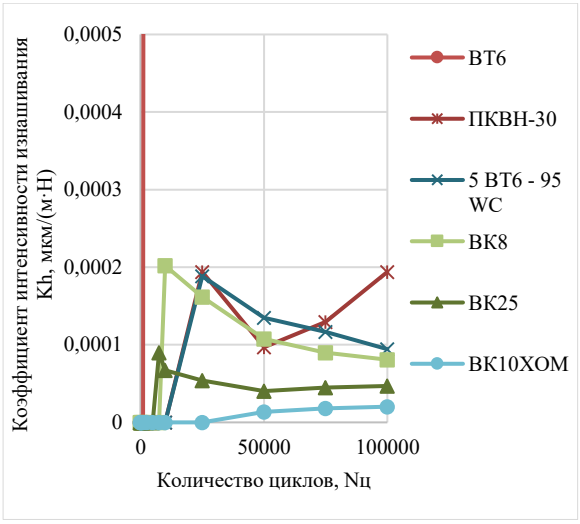


Рис. 3. Кривые коэффициента интенсивности изнашивания

Поскольку сохранение геометрии плоских поверхностей антивибрационных полок является важным условием обеспечения ресурса ступеней компрессора, имеющих антивибрационные полки и венцы, то основным результатом проведения испытаний было принято считать зависимость сближения (износа) образцов с одинаковыми покрытиями Δh по числу циклов в процессе изнашивания (поз.4 на рис.1). Эти значения позволили построить зависимости, представленные на рис. 2 и 3.

Из анализа этих зависимостей следует, что все покрытия снижают изнашивание основного материала ВТ6, полностью исключая при этом возможность схватывания образцов. Особо выделяется группа из 5-ти материалов и покрытий (ВК10ХОМ, ПКВН-30, ВК25, 5ВТ6-95WC и ВК8), как это следует и из диаграммы сравнения интенсивностей массового износа (рис.4).

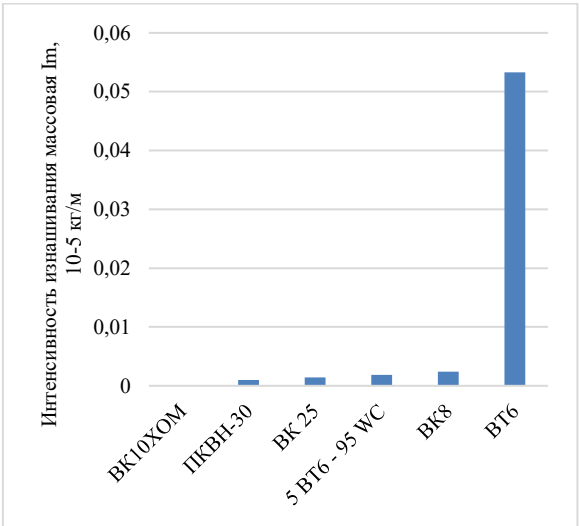


Рис. 4. Массовая интенсивность изнашивания при испытании за 10^5 циклов

Эти диаграммы подтверждают преимущества пяти материалов с наименьшим износом, по сравнению с исходным материалом ВТ6, среди которых особо выделяется материал ВК10ХОМ.

Как следует из Таблицы 4, все материалы в качестве основного компонента используют карбид вольфрама WC и отличаются между собой в основном методом получения. Предлагаемые к испытаниям твердосплавные материалы ВК8, ВК25 и ВК10ХОМ составляют группу так называемых однокарбидных вольфрамовых сплавов, массовая доля кобальта в которых определяет хрупкость сплава.

Поскольку физико-механические свойства твердых сплавов определяются во многом размером зерен порошков, применяемых при их спекании, то наибольшей износостойкостью (фреттингостойкостью) отличаются мелкозернистые (М) и особомелкозернистые (ОМ) сплавы (размер зерен до 0,5 мкм), к которым относится сплав ВК10ХОМ, показавший наилучшую износостойкость в испытаниях и при сравнении различных материалов между собой.

В состав сплава ВК10ХОМ, согласно Марочника сталей и сплавов (ГОСТ 3882-74) входят: WC-88%, Co- до 10% и TaC- 2%. Из данных обзора [3] следует, что несмотря на то, что механизм влияния TaC на структуру и свойства WC-Co материалов до конца не выяснен и исследование этого влияния продолжается, в действующих отечественных стандартах и стандартах зарубежных стран большинство сплавов WC-Co, содержащих небольшое количество TaC (1-5%) демонстрируют повышенную в 1,5-2 раза стойкость при обработке труднообрабатываемых жаропрочных сплавов по сравнению с аналогами без добавок TaC.

4. Заключение

В результате выполнения настоящей работы получена сравнительная информация по износостойкости кандидатных материалов и покрытий, сформированных различными методами на титановом сплаве ВТ6. Покрытия испытаны на специализированной машине трения, позволившей смоделировать условия возвратно-поступательного скольжения (фреттинг-изнашивания), характерные для условий работы и изнашивания антивибрационных полок компрессоров низкого давления ГТД. На основании полученных результатов были сформулированы следующие выводы:

- проведенные сравнительные испытания выявили, что наибольшей эффективностью использования для повышения износостойкости плоских поверхностей пар трения антивибрационных полок лопаток компрессора ГТД из сплава ВТ6 обладают следующие материалы и покрытия: ВК10ХОМ, ПКВН-30, ВК25, 5ВТ6-95WC и ВК8;
- по результатам измерений линейного сближения образцов от числа циклов при возвратно-поступательном скольжении для одинаковых наиболее эффективных материалов поверхностей трения определены значения их линейной интенсивности изнашивания Ih и линейного коэффициента износостойкости Kh, и проведено сравнение с подобными значениями этих величин у титанового сплава ВТ6; сравнения показали значительное (до 10 раз) увеличение износостойкости поверхностей образцов с покрытиями;
- показано, что газотермические покрытия из порошка сплава ВК-25, полученные методом детонационного напыления, имеют более равномерную структуру, масштаб распределения твёрдой износостойкой компоненты в них значительно меньше, чем у покрытий из 5ВТ6-95WC и ВК8, и по износостойкости они их превосходят;
- подтверждена повышенная фреттингостойкость твёрдого сплава легированного хромом ВК10ХОМ, и по результатам этой серии испытаний рекомендовано рассмотреть возможность его использования в качестве впаянного монолитного элемента на рабочих поверхностях антивибрационных полок;
- показано, что использование технологии прямого лазерного осаждения (DED) позволяет при правильном подборе компонентов композиционного покрытия получать взаимопроникающие карбидно-металлические матричные композиционные покрытия, износостойкость которых выше по сравнению с покрытиями, получаемые атмосферным плазменным напылением (APS).

Результаты исследований рекомендованы для конструкторско-технологического совершенствования технологии нанесения износостойких покрытий на антивибрационные полки лопаток компрессора ГТД.

Список использованных источников

[1] Иванов В.П. Колебания рабочих колёс турбомашин. – М. Машиностроение, 1983. - 224 с.

[2] Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей машин. – М: Машиностроение, 1993. - 640 с.

[3] Фальковский В.А., Зайцев А.А. Твердые сплавы. М.: Изд-во «Руда и металлы», 2005.

ДИАГНОСТИКА ДЕФЕКТОВ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ С ПОМОЩЬЮ ТЕРМОГРАФИЧЕСКОГО МЕТОДА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

А.М. Портер
ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск, Россия

Диагностика дефектов турбины термографическим методом с ультразвуковой (УЗ) стимуляцией объекта позволяет выявлять поверхностные и подповерхностные дефекты.

DIAGNOSTICS OF TURBINE ROTOR BLADES DEFECTS USING THERMOGRAPHIC METHOD OF NON-DESTRUCTIV

A.M. Porter
PJSC «UEC-Saturn», Rybinsk, Russia

Diagnostics of turbine defects by thermographic method with ultrasonic (UZ) stimulation of the object allows to detect surface and subsurface defects.

1 Введение

Термографический метод неразрушающего контроля с ультразвуковой (УЗ) стимуляцией объекта, впервые развитый в работах В.П. Вавилова и его школы [1]. выгодно отличается от распространенного в промышленности капиллярно-люминесцентного метода, контроля лопаток турбины, так как данный метод не только позволяет выявлять поверхностные трещины в термобарьерном покрытии, плохо выявляемые люминесцентным методом в случае «зажатых» трещин, но также позволяет выявлять и подповерхностные дефекты. Установка неразрушающего контроля включает: ультразвуковой генератор; излучатель УЗ колебаний, интерфейсное устройство, модуль управления, ИК-камеру, персональный компьютер с предустановленным программным обеспечением, плунжерные зажимы замка турбинной лопатки и ультразвукового излучателя..

Рис. 1. Установка термографического контроля

Предустановленное программное обеспечение обработки термограмм включает Фурье-анализ, метод главных компонент и полиномиальной аппроксимации.

2 Результаты дефектации

В процессе дефектации ультразвуковая стимуляция проводится в течение 10 с. Результатом теплового контроля являются термограммы. Признак дефектности рабочей лопатки - наличие дефектных отметок на термограмме, соответствующих повышенной температуре в локальных зонах на фоне общей температуры лопатки в течение УЗ стимуляции объекта контроля. Дефектные отметки имеют форму пятен или вытянутых областей повышенной температуры..

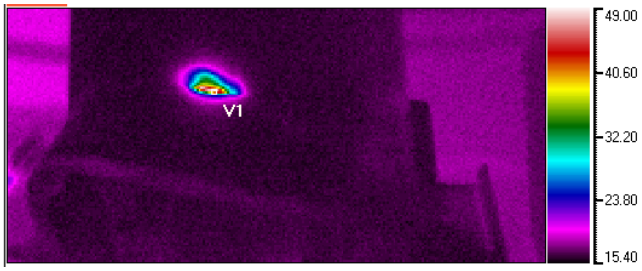


Рис. 2. Дефектная отметка на термограмме V1

При этом информативными параметрами контроля являются амплитуды температурных сигналов и их изменение во времени в указанных на термограммах локальных зонах..

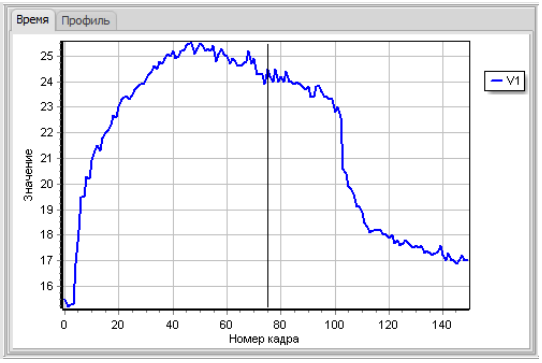


Рис. 3. Изменение температуры в точке V1

По данным металлургических исследований, выполненных после проведения термографического контроля лопаток определено, что с помощью термографического метода НК выявляются следующие типы дефектов:

– отслоения теплозащитного покрытия от материала лопатки;
– расслоения теплозащитного покрытия;
– трещины в теплозащитном покрытии;
– выкрашивание теплозащитного покрытия;
– трещины распространяющиеся из теплозащитного покрытия в материал лопатки.

3 Заключение

Термографический метод неразрушающего контроля с ультразвуковой стимуляцией объекта показал свою высокую эффективность при контроле лопаток турбины с теплозащитным покрытием. Применение данного метода целесообразно развивать для контроля «зажатых» трещин в других деталях, а также для выявления подповерхностных дефектов.

Список использованных источников

[1] В.П. Вавилов, Д.А. Нестерук, В.С. Хорев. Ультразвуковой инфракрасный метод выявления ударных повреждений и усталостных трещин в металлах и композитах. В мире НК, Март 2010 №1-С.36-58.

ДИАГНОСТИКА СОСТОЯНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ СИЛОВОМ НАГРУЖЕНИИ ПО АНАЛИЗУ ДИНАМИЧЕСКИХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ

О.Н. Будадин[1], В.В. Котельников[2], М.Ю. Федотов[3], С.О. Козельская[1]
[1] АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения», г. Хотьково, Московская обл., Россия
[2]АО «Безопасность в промышленности», Москва, Россия
[3]Российская инженерная академия, Москва, Россия

Разработана, теоретически и экспериментально обоснована методика дистанционного теплового контроля и диагностики технического состояния сложных металлических конструкций в реальных условиях эксплуатации при нагружении циклическими и статическими силовыми нагрузками.

DIAGNOSTICS OF METAL STRUCTURES STATE UNDER FORCE LOADING BY ANALYSIS OF DYNAMIC TEMPERATURE FIELDS

O.N. Budadin[1], V.V. Kotelnikov[2], M.Yu. Fedotov[3], S.O. Kozelskaya[1]
[1]JSC “Central Research Institute of Special Machine Building”, Khotkovo, Moscow region, Russia
[2]JSC “Safety in Industry”, Moscow, Russia
[3]Russian Academy of Engineering, Moscow, Russia

The methodology of remote thermal control and diagnostics of the technical condition of complex metal structures in real operating conditions under cyclic and static force loads has been developed, theoretically and experimentally substantiated.

1. Введение

Аварии или разрушения металлоконструкций связано со многими факторами, но всегда обусловлено образованием дефектов в элементах конструкции, о чем свидетельствуют статистические данные Федеральной службы экологического, технологического и атомного надзора России.

В соответствии с нормативной документацией при проведении периодического обследования необходимо использовать методы неразрушающего контроля, такие как ультразвуковой, рентгеновский, визуальный и измерительный, магнитный, капиллярный методы. Данные методы решают задачу по выявлению и определению характеристик дефектов, однако, как правило, требуют достаточно трудоемких работ и большого простоя промышленного оборудования в процессе проведения неразрушающего контроля.

Поэтому актуальна задача разработки и внедрения метода оперативного высокопроизводительного достоверного неразрушающего контроля, который значительно снизит объемы контроля и позволит оперативно определять техническое состояние сложных металлических конструкций.

Одним из таких методов является тепловой метод, основанный на дистанционной регистрации динамических температурных полей контролируемого объекта и их анализе. В данной работе рассмотрена методика теплового метода контроля, основанная на том, что при нагружении сложной металлической конструкции статической или циклической силовой нагрузкой, в местах концентрации напряжений, где в основном и происходит разрушение конструкции, возникает пластическая деформация, сопровождающаяся выделением тепла.

2. Теоретические и экспериментальные исследования

В основе теплового метода контроля лежит предположение о том, что пластическая деформация,

сопровождается выделением тепловой энергии, возникающим в тот момент, когда локальное значение механического напряжения достигает условного предела текучести σ_{02}.

Рассмотрим полубесконечный слой металла (рис. 1), внутри которого имеется трещина (в виде математического разреза шириной *d)*, который характеризуется коэффициентом концентрации напряжений $K_t(r)$, где r - координата точки на поверхности фрагмента. Будем считать, что величина напряжения в бездефектной части фрагмента $\sigma_\infty(t)$ известна.

Вблизи концентратора напряжений величина механического напряжения равна:

$$\sigma(r,t) = K_t(r)\sigma_\infty(t). \quad (1)$$

При достижении величины напряжения в некоторой точке $R(t)$ вблизи концентратора напряжений значения σ_{02}, в ней начинается выделения тепла. Обозначим через координату точки, в которой начинается выделение тепла в момент t. Это распределение и нужно зафиксировать с помощью тепловизионной камеры. В итоге, определяем значение коэффициента концентрации напряжений:

$$K_t\left(R(t)\right) = \frac{\sigma_{02}}{\sigma_\infty(t)} \quad (2)$$

Для проведения исследования тепловыделения был взят наиболее опасный концентратор напряжения – трещина.

Плоскость, в которой лежит трещина, перпендикулярна поверхности металла.

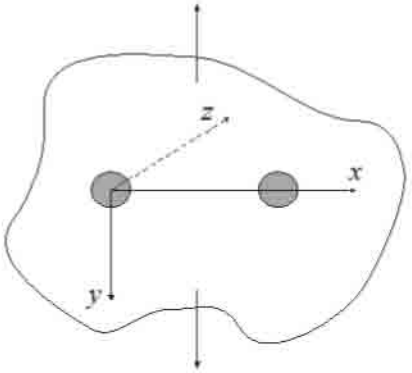


Рис.1. Схематическое изображение полубесконечного слоя металла с трещиной: толстая сплошная линия соответствует трещине, вблизи краев которой возникает пластическая деформация (закрашенные области)

Внешняя нагрузка прикладывается перпендикулярно плоскости трещины. В этом случае вблизи правого и левого краев трещины возникают области пластической деформации, в которых выделяется тепло. Для упрощения задачи предположим, что область деформации вблизи каждого края имеет цилиндрическую форму. Радиус цилиндра определяем из формулы Ирвина:

$$r_p = \frac{1}{6\pi}\left(\frac{K_I}{\sigma_{02}}\right)^2 = \frac{d}{6}\left(\frac{\sigma}{\sigma_{02}}\right)^2 \quad (3)$$

Так как трещина считается бесконечно узкой, то ее наличие не влияет на процесс распространения тепла в металле. Таким образом, для расчета температурного поля u в металле необходимо решить нестационарное уравнение теплопроводности:

$$c\rho\frac{\partial u}{\partial t} = \lambda\Delta u + Q_0\Theta(\tau - t)\Theta(z)\Theta\left(r - r_p\right), \quad (4)$$

где $r = \sqrt{x^2 + y^2}$, c, ρ и λ - соответственно, теплоемкость, плотность и коэффициент теплопроводности металла, а Δ - оператор Лапласа.

В начальный момент времени $t = 0$ температура металла равна температуре окружающей среды, которую будем считать равной нулю.

Решив уравнение теплопроводности (4) решим методом разделения переменных, представив решение в следующем виде:

$$\tilde{u}(\tilde{t},\tilde{r},\tilde{z}) = \sum_{n,m} \frac{I_{r,n} I_{z,m}\left\{1 - \exp\left\{-\left[\left(\frac{\gamma_m}{\tilde{L}}\right)^2 + \left(\frac{\beta_n}{\tilde{R}}\right)^2\right]\tilde{t}\right\}\right\}}{\left(\frac{\beta_n}{\tilde{R}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_m}{\tilde{L}}\right)^2} J_0\left(\frac{\beta_n}{\tilde{R}}\tilde{r}\right)\cos\left(\frac{\gamma_m}{\tilde{L}}\tilde{z}\right) \quad (5)$$

где значения β_n являются нулями функции Бесселя нулевого порядка:

$$J_0(\beta_n) = 0, \quad (6)$$

значения γ_m определяются из решения трансцендентного уравнения

$$\tan\frac{\gamma_m}{2} = \frac{\tilde{L}\tilde{\alpha}}{\gamma_m}, \quad (7)$$

а коэффициенты $I_{r,n}$ и $I_{z,m}$ задаются следующими выражениями:

$$I_{r,n}=\frac{\int_0^1 \tilde{z}J_0\left(\frac{\beta_n}{\tilde{R}}\tilde{z}\right)d\tilde{z}}{\frac{\tilde{R}^2}{2}\left[J_0(\beta_n)\right]^2}=\frac{\frac{\tilde{R}}{\beta_n}J_1\left(\frac{\beta_n}{\tilde{R}}\right)}{\frac{\tilde{R}^2}{2}\left[J_1(\beta_n)\right]^2}=\frac{2J_1\left(\frac{\beta_n}{\tilde{R}}\right)}{\beta_n\tilde{R}\left[J_1(\beta_n)\right]^2}$$

$$I_{z,m}=\frac{\int_0^{\frac{\tilde{L}}{2}}\cos\left(\frac{\gamma_m}{\tilde{L}}\tilde{z}\right)d\tilde{z}}{\int_0^{\frac{\tilde{L}}{2}}\cos^2\left(\frac{\gamma_m}{\tilde{L}}\tilde{z}\right)d\tilde{z}}=\frac{4\sin\left(\frac{\gamma_m}{2}\right)}{\gamma_m+\sin(\gamma_m)} \qquad (8)$$

Для примера, численные расчеты проведены для материала сталь 20.

Положим, что образец нагружается так, что напряжение вдали от трещины в 2 раза меньше условного предела текучести σ_{02}. Предположим, что размер трещины равен d = 1 мм.

Для оценки мощности выделения тепла Q_0 будем считать, что относительное удлинение образца (в котором доминирует пластическая составляющая) составляет величину порядка $\bar{\varepsilon}=0.1$. Тогда справедлива оценка:

$$Q_0=\frac{d}{dt}\int\sigma\,d\varepsilon\approx\frac{\sigma_{02}\,\bar{\varepsilon}}{\tau}=\frac{30}{\tau}\ \text{МДж/м}^3, \qquad (9)$$

где τ – время нагружения образца, которое положим равным 1 сек.

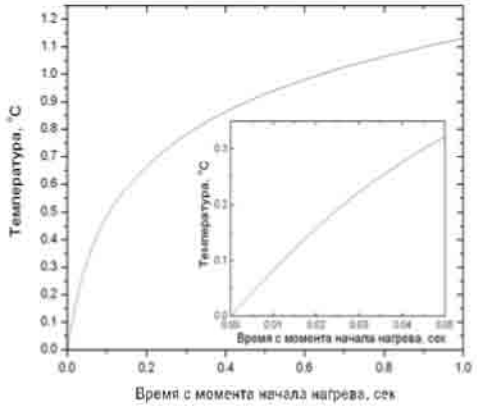


Рис.2. Динамика нагрева поверхности металла вблизи вершины трещины

На вставке более подробно изображен начальный участок нагрева (решение уравнения (4) в точках $(x=0, y=0, z=0)$).

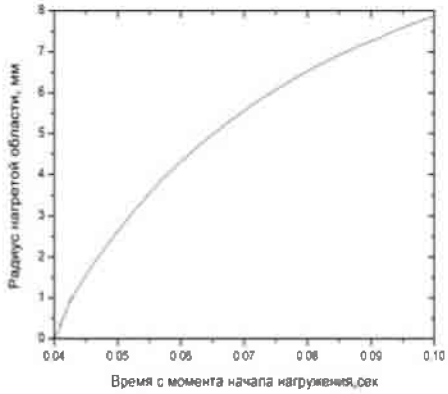


Рис. 3. Изменение радиуса нагретой области от времени нагружения

Из полученных зависимостей видно, что при нагружении металлоконструкции с циклом в 1секунду в зоне пластической деформации образуется тепловое поле с радиусом 8 мм и градиентом температуры 1.1 С°.

Экспериментальные исследования проводились на образцах с искусственными дефектами в виде трещин.

На рис. 4 – 7 представлены последовательность термограммы поверхности образца с искусственным дефектом в процессе его нагружения.

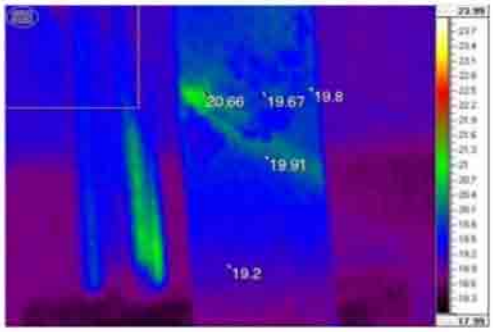


Рис. 4. Резкий нагрев в концентраторе (микропластические деформации), нагрев по фронту пластической деформации основного металла

Рис 5. Дальнейший резкий рост температуры (начинает раскрываться трещина)

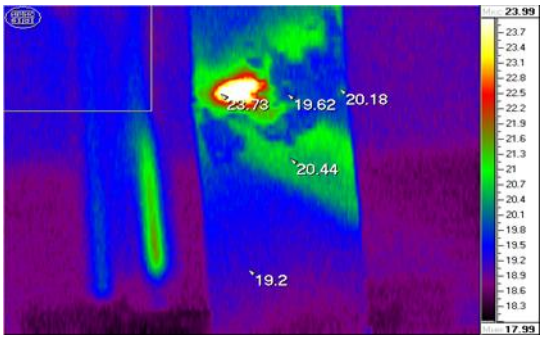


Рис. 6. Продолжение нагрева с местной пластической деформацией

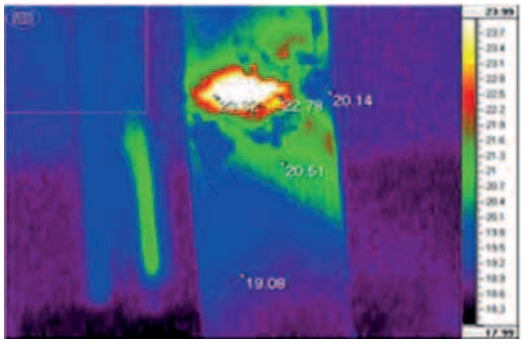


Рис 7. Разрыв образца

Экспериментальные исследования на образцах и реальных изделиях подтвердили теоретические выкладки и показали возможность выявлять места концентраторов напряжений металлических изделий в реальных условиях эксплуатации при их нагружении циклическими и статическими силовыми нагрузками с возможностью дальнейшей оценкой ресурса**.**

3. Заключение

Разработана, теоретически и экспериментально обоснована методика дистанционного теплового контроля и диагностики технического состояния сложных металлических конструкций в реальных условиях эксплуатации при нагружении циклическими и статическими силовыми нагрузками. Методика включает в себя режимы нагружений металлоконструкций для обеспечения образования необходимых параметров температурного поля, выбор параметров тепловизионной аппаратуры обеспечивающих регистрацию температурных полей с необходимой достоверностью, режимов контроля и разработанный алгоритм обнаружения и определения дефектных участков.

4. Список использованных источников

[1]. Котельников В.В., Будадин О.Н. Тепловой контроль безопасности эксплуатации металлических конструкций при их нагружении путем выявления концентраторов напряжений и дефектов - Тезисы докладов 7-й Международной выставки и конференции «Неразрушающий контроль и техническая диагностика в промышленности», 11-13 марта 2008г., СК «Олимпийский», г. Москва.

[2]. Будадин О.Н., Авраменко В.Г., Котельников В.В. Абрамова Е.В. Тепловой контроль концентраторов напряжений и дефектов металлических конструкций при их нагружении. - Сборник докладов пятнадцатой юбилейной международной конференции «Современные методы и средства неразрушающего контроля и технической диагностики», 1-5 октября. 2007г., г. Ялта, с.151-158.

[3]. Потапов А.И., Сясько В.А., Будадин О.Н.. Сергеев С.С. Неразрушающие физические методы и средства контроля природной среды, материалов и изделий. Том 16. Применение тепловых методов неразрушающего контроля материалов и изделий. - СПб.: Политехника-принт. 2019. - 620 с. ISBN978-5-907050-83-9.

[4]. Грачёв В.И., Будадин О.Н., Федотов М.Ю., Смотрова С.А., Анискович В.А., Козельская С.О., Рыков А.Н. Изделия из композитных материалов: неразрушающий контроль и техническая диагностика: монография В 2-х т. - М.: ИД «Спектр», 2023. 735 с. ISBN 978-5-4442-0180-0, ISBN 978-5-4442-0181-7, ISBN 978-5-4442-0182-4.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ГАЗОАБРАЗИВНОГО ИЗНОСА В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

В.В. Авруцкий, С.В. Воробьев, А.В. Першин, А.Ш. Хамидуллин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе рассмотрены источники абразивных частиц при эксплуатации, факторы, влияющие на эрозионный износ деталей из композиционных материалов в проточной части газотурбинных двигателей. Проведен анализ стандартных методик и установок для проведения исследований по газоабразивному износу. Представлено сравнение эрозионной стойкости различных защитных покрытий для полимерного композиционного материала, по результатам исследований, проведенных в ЦИАМ на пневматической эрозионной установке.

FEATURES OF THE EXPERIMENTAL STUDY OF GAS ABRASIVE WEAR IN THE FLOW PART OF GAS TURBINE ENGINES OF COMPOSITE MATERIALS

V.V. Avrutskiy, S.V. Vorobyev, A.V. Pershin, A.S. C, A.S. Khamidullin
CIAM, Moscow, Russia

The paper considers the sources of abrasive particles during operation, factors affecting the erosive wear of composite parts in the flow part of gas turbine engines. The analysis of standard techniques and installations for conducting research on gas abrasive wear is carried out. A comparison of the erosion resistance of various protective coatings for a polymer composite material is presented, based on the results of studies conducted at CIAM on a pneumatic erosion installation.

1 Введение

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в авиации резко возрастает из-за высокой удельной прочности, коррозионностойкости, существенно превышающей металлические материалы. Однако, с другой стороны их эрозионная стойкость на порядки ниже, чем у металлов. Эрозионный износ деталей проточной части газотурбинных двигателей (ГТД) происходит от воздействия абразивными частицами (АЧ) различного состава, концентрации, твердости, размеров и формы. Абразивный износ деталей приводит к ухудшению характеристик ГТД, поэтому оценка влияния эрозии на их ресурс и обеспечение надежности эксплуатации является важной задачей. Необходимо проводить анализ условий эксплуатации и внедрять мероприятия для защиты ПКМ от газоабразивного износа, а также воздействия и других внешних факторов. Толщина и тип защитных покрытий должны обеспечивать работоспособность деталей из ПКМ на протяжении срока, предусмотренного регламентом.

Активное исследование газоабразивного износа началось с середины прошлого века, но несмотря на накопленный опыт эксплуатации и большое количество работ, проблема не теряет своей актуальности из-за изменения условий эксплуатации и рабочих режимов, роста требований к надежности и ресурсу, а также внедрения новых материалов, в том числе ПКМ.

2 Факторы, влияющие на попадание в двигатель абразивных частиц и их источники.

Твердые АЧ поднимаются в атмосферу под воздействием самого летательного аппарата (ЛА), ветра или различного рода катастроф природного или техногенного происхождения. Распределение АЧ по концентрации и размерам в основном зависит от высоты. Наибольшую опасность АЧ представляют на малых высотах. Например, при посадке ЛА с применением реверса тяги, на вход в ГТД возможно попадание АЧ с размерами до нескольким миллиметров, поднимаемых с поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП) отраженной струей. Конкретные размеры и концентрация частиц зависят от расположения двигателей, конструкции реверсивного устройства, типа и качества подготовки ВПП. Существует также вероятность попадания посторонних предметов в воздухозаборник двигателя из под колес передней опоры ЛА при взлете и посадке [1]. Необходимо отметить, что при взлете и наборе высоты скорость ЛА ниже крейсерской, однако

режимы работы ГТД с более высокими оборотами роторов и температурой в тракте, что способствует более интенсивному эрозионному износу. Отдельно следует выделить вертолеты и самолеты с вертикальным взлетом и посадкой, особенностью которых является способность совершать взлеты и посадки с неподготовленных ВПП, а также зависать вблизи земной поверхности. На этих режимах полета струей воздуха от несущих винтов или реактивных сопел поднимается значительное количество пыли, которая попадает на вход в двигатель. Продолжительность работы в таких условиях для вертолетов составляет от 15 до 25% от ресурсной наработки [2]. Для защиты двигателей применяют пылезащитные устройства (ПЗУ).

Влияние пыльных и песчаных бурь на работу ВС и оценка условий их возникновения на аэродромах рассмотрены в работах [3] и [4].

3 Оценка влияния эрозионного износа на ГТД

Одной из самых достоверных оценок влияния АЧ на детали ГТД являются результаты анализа изменения характеристик ГТД и дефектации деталей проточной части в процессе обслуживания и ремонта во время эксплуатации ЛА. Кроме того, условия запыленного потока могут быть воспроизведены при испытаниях ГТД или их элементов (газогенератора, вентилятора и т.д.) на наземных и высотных стендах [5]. Это позволит безопасно и более детально изучать изменения параметров из-за воздействия АЧ. Однако, испытания двигателей размерностью ПД - 14 и выше, в настоящее время, возможно только на наземных стендах без имитации скоростного потока (число Маха М=0) и высоты (Н=0 км). При этом воздействие на рабочие лопатки вентилятора и другие элементы ГТД не будет полностью воспроизводить полетные условия.

Испытания полноразмерного ГТД имеет высокие трудозатраты и стоимость. Поэтому на стадии проектирования, выбора материалов и покрытий исследования целесообразно проводить на образцах или конструктивно-подобных элементах.

4 Факторы, влияющие на эрозионный износ

Время работоспособности изделия в запыленном потоке зависит многих факторов, влияющих на эрозионный износ, основными из которых являются [6]:

- свойства АЧ;
- концентрация АЧ;
- скорость АЧ;
- угол атаки АЧ;
- температурное состояние поверхности объекта, потока и АЧ;
- время воздействия;
- тип материала.

В работах [7, 8] представлены результаты по теоретическим и экспериментальным исследованиям влияния различных параметров на эрозионную стойкость ПКМ.

Скорости и углы атаки зависят от типа АЧ, геометрии элементов конструкции, режимов работы ГТД и условий полета ЛА. Для средних и высоких скоростей v [м/сек] частиц широко используется степенной закон эрозионной стойкости материалов [6]:

$$\frac{dm}{dt} = k \times v^n \quad (1)$$

где m - масса материала, [кг·сек^2/м];

k - коэффициент пропорциональности, [кг·сек$^{n+1}$/м^n];

n - показатель степени.

Для ПКМ, имеющего высокую пластичность, показатель степени n варьируется в пределах от 2 до 3, в то время как для хрупких материалов значение n находится в диапазоне 3÷5 **Ошибка! Источник ссылки не найден.**. Например, в **Ошибка! Источник ссылки не найден.** для обработки результатов испытаний на эрозионную стойкость композиционных материалов использовалось соотношение:

$$U_э = \frac{l_э}{t_э} = K_\alpha \frac{Q_S V_S^n}{2} \quad (2)$$

где $l_э$ – глубина эрозии материала;

$t_э$ – время воздействия частицами;

K_α – коэффициент эрозии материала;

Q_s – удельный массовый приход частиц на образец;

V_s – скорость соударения образца и потока частиц;

n – показатель степени.

Для исследованных ПКМ в **Ошибка! Источник ссылки не найден.** показатель степени n был принят равным 2.

Характер сопротивления материала различен при нормальном и тангенциальном ударе частиц по поверхности материала и, кроме того, он зависит от

ориентации армирующих волокон относительно направления удара. Таким образом, можно записать:

$$\frac{dm}{dt} = f(cos\alpha, sin\alpha, cos\beta, sin\beta) \quad (4)$$

где f - функция углов α (угол падения АЧ с нормалью к поверхности образца) и β (угол между направлением армирования и направлением движения АЧ).

Для ПКМ характерно полупластическое эрозионное поведение [6]. В этом случае скорость эрозии оказывается максимальной при углах удара между 45° и 60°.

Зависимость эрозионной стойкости ПКМ от времени существенно зависит от многих параметров. Интенсивность эрозионного износа [9]:

$$I_i = \frac{\Delta m_i}{\sum_1^n M_i} \quad (3)$$

где Δm_i – потеря от первоначальной массы материала образца и после i -го испытания, [мг];

M_i – масса АЧ, израсходованного после -го испытания, [кг];

n – число испытаний.

На Рис. 1 показана зависимость интенсивности эрозионного износа I_p покрытия от количества циклов испытания [8].

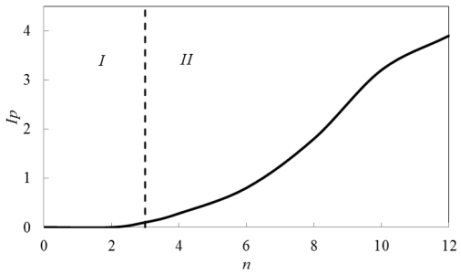


Рис. 1 Зависимость интенсивности эрозионного износа I_p покрытия от количества циклов испытания ***n***

Участок *I* характеризует инкубационный период с увеличением числа дефектов без уменьшения объема и массы. На данном этапе для некоторых материалов возможно увеличение массы за счет шаржирования АЧ, которые проникают в поверхность материала, и остаются в нем до начала разрушения. При малых нагрузках инкубационный период длителен и, наоборот, незначителен при больших нагрузках. На участке *II* наступает период линейного и (или) нелинейного повышения интенсивности эрозионного разрушения ПКМ.

5 Стандартные методы исследования газоабразивного износа

В настоящее время основными стандартными методиками по оценке эрозионной стойкости материалов являются испытания с помощью центробежного ускорителя [9] и создание ударной струи твердых частиц потоком сжатого газа в пневматической эрозионной установки (ПЭУ) [10]. Использование центробежного ускорителя [9] предусматривает проведение испытаний на скоростях 36 и 72 м/с с применением кварцевого песка фракцией от 500 до 900 мкм, и не предназначен для использования более мелких частиц. В ПЭУ, рассмотренной в методике [10], в качестве АЧ применяется оксид алюминия (Al_2O_3), а испытания проводятся при скоростях частиц 30 и 62 м/с. В отличие от металлов, где масса падает, в ПКМ возможно увеличение веса из-за процесса шаржирования, или внедрения частиц в поверхность. Применение оценки эрозионной стойкости по потере массы, предлагаемой в стандартах [9, 10], не позволяет полноценно проводить исследования с некоторыми видами покрытий, особенно с небольшими значениями плотности и толщины. Измерение и оценка эрозии по глубине кратера также затруднительна из-за малых измеряемых величин. В ЦИАМ отработан способ оценки стойкости в случае, если покрытие и основной материал образца имеют достаточный цветовой контраст, Тогда оценку эрозионной стойкости возможно проводить по массе израсходованного АЧ, при котором визуально фиксируется сквозное разрушение покрытия. [11, 12]. Исследования проводились на ПЭУ с использованием кварцевого песка в качестве АЧ. На Рис. 2 представлены фотографии рабочих зон образцов с покрытиями на различных этапах испытания.

200 г 550 г 710 г

а) покрытие МВТУ им. Баумана толщиной от 0,18 до 0,2 мм

47 г 112 г 152 г

б) самоклеящаяся полиуретановая пленка 3М 8681 HS толщиной 0,36 мм

15 г 25 г 27 г

в) титановая фольга ВТ1-0 толщиной 0,1 мм

Рис. 2 Фотографии рабочих зон образцов с покрытиями на различных этапах испытания

Под фотографией указан суммарная масса израсходованных АЧ для каждого этапа испытания.. В качестве АЧ применялся осушенный кварцевый песок с размерами частиц от 160 до 200 мкм. Исследовались покрытия, разработанные в МВТУ им. Баумана, полиуретановое марки 8681 HS фирмы 3М толщиной 0,36 мм и титановой фольги марки ВТ1-0 толщиной 0,1 мм. Испытания проводились на сверхзвуковой ПЭУ. Перед началом испытаний и в промежутках между этапами, (после того как в бункере заканчивалась очередная порция АЧ), состояние их поверхности контролировалось визуально и фиксировалось цифровым фотоаппаратом. По результатам испытаний, наибольшую эрозионную стойкость показало полиуретановое покрытие, разработанное МВТУ им. Баумана [11, 12].

6 Заключение

В работе показаны источники абразивных частиц и возможные способы их попадания в тракт ТРД. Отображены основные факторы, влияющие на газоабразивный износ ПКМ. Рассмотрены стандартные методики и их недостатки в случае применения для исследования ПКМ и защитных покрытий. Продемонстрированы результаты испытаний на ПЭУ защитных покрытий для ПКМ из полиуретана и титановой фольги ВТ1-0. В перспективе проведение исследований новых покрытий для рабочих лопаток вентилятора, спрямляющего аппарата второго контура и других деталей из ПКМ перспективных двигателей на эрозионный износ.

Список использованных источников

[1] В.Т. Шулекин О механизме попадания посторонних предметов на вход двигателей при посадке воздушных судов. Научный вестник МГТУ ГА. 2010 №161. С. 97-102

[2] Ю.И. Добряков На земле пыль есть! Проблемы разработки эффективного вертолетного ГТД. Двигатель. - 2009. -№2.-4 с.

[3] А.Р. Иванова, Е.Н. Скриптунова, Н.И. Комасько, А.А. Завьялова Влияние пыльных и песчаных бурь на работу авиационного транспорта и оценка условий их возникновения на аэродромах европейской части России. Гидрометеорологические исследования и прогнозы. 2020. № 4 (378). С. 78-95 DOI: https://doi.org/10.37162/2618-9631-2020-4-78-95.

[4] А.Р. Иванова, Е.Н. Скриптунова, Н.И. Комасько, А.А. Завьялова Эпизоды пыльных бурь на аэродромах азиатской части Российской Федерации. Гидрометеорологические исследования и прогнозы. 2021. № 2 DOI: https://doi.org/10.37162/2618-9631-2021-2-20-42.

[5] А. А. Иноземцев, Л. С. Рысин, А. В. Челомбитько и др. Исследование устойчивости авиационного двигателя ПД-14 к воздействию вулканического пепла. Вестник УГАТУ, Уфа 2022, DOI 10.54708/19926502_2022_2629660

[6] К. Прис. Эрозия. Мир, Москва 1982.

[7] А.Н. Боркова, Л.И. Помахаева, В.П. Помахаев, Л.А. Дементьева Эрозионная стойкость композиционных материалов на основе клеевых препрегов при варьировании параметров испытания. Москва, ВИАМ/2006-204688

[8] Кондрашов Э.К., Владимирский В.Н., Бейдер Э.Я. Коррозионностойкость лакокрасочных покрытий. М., 1989.

[9] ГОСТ 23.201-84 Обеспечение износостойкости изделий. Метод испытания материалов и покрытий на газоабразивное изнашивание с помощью центробежного ускорителя.

[10] ASTM G 76 Standard Test Method for Conducting Erosion Tests by Solid Particle Impingement Using Gas Jets (Стандартная методика проведения испытаний на эрозионный износ с ударной струей твердых частиц).

[11] Orlov M.A., Polikarpova I.A., Storozhuk I.P., Solodilov V.I., Kireinov A.V., Afanasiev D.V., Shapagin A.V. Influence of operating conditions on the protective polyurethane coating for carbon fiber reinforced plastic blades of gas turbine engines //

Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – v. 1891. - p. 012038

[12] Orlov M.A., Polikarpova I.A., Kalinnikov A.N. Development and testing of polyurethane coating for protection of gas turbine engine blades // Solid State Phenomena. - 2021. - v. 316. - p. 868-872.

МЕТОДЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ КЕРАМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ ДЕТАЛЕЙ ГОРЯЧЕГО ТРАКТА ГТД

А.Ш. Хамидуллин, Б. Мыктыбеков, М.А. Мезенцев, С.В. Воробьев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе рассмотрены методы проведения экспериментальных исследований защитных и функциональных керамических покрытий. Представлены результаты исследований различных типов покрытий по оценке прочностных и теплозащитных свойств, долговечности и эрозионной стойкости в диапазоне рабочих температур. Описаны новые методы исследований перспективных покрытий для защиты деталей горячего тракта ГТД из жаропрочных и керамических композиционных материалов.

METHODS FOR TESTING PROTECTIVE COATINGS OF GAS TURBINE ENGINE HOT SECTION COMPONENTS

A.S. Khamidullin, B. Myktybekov, M.A. Mezentsev, S.V. Vorobyov
CIAM, Moscow, Russia

The paper examines experimental methods used in the investigation of protective and functional ceramic coatings. It presents the results of studies on various types of coatings, focusing on the evaluation of their mechanical strength, thermal barrier properties, durability, and erosion resistance within the range of operational temperatures. The work also describes novel approaches to testing advanced coatings intended for the protection of gas turbine engine hot-section components made of heat-resistant alloys and ceramic matrix composites.

1 Введение

В условиях эксплуатации современных высокоэффективных газотурбинных двигателей (ГТД), работающих при температурах, превышающих температуру плавления большинства конструкционных материалов, защитные покрытия играют ключевую роль в обеспечении долговечности и надежности горячих элементов конструкции. Особое значение приобретают жаростойкие и термобарьерные покрытия (ТБП), а также покрытия для защиты керамических композиционных материалов (ККМ) от агрессивного воздействия внешней среды — так называемые Thermal and Environmental Barrier Coatings (TEBC). Эти покрытия служат барьером, предотвращающим разрушение деталей под действием высоких температур, коррозионных и эрозионных процессов (Рис. 1).

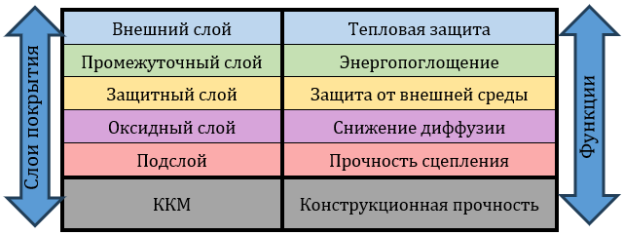


Рис. 1 Типичная схема TEBC

Проведение лабораторных экспериментальных исследований покрытий является важнейшей задачей для разработки новых и усовершенствования существующих защитных систем, что позволяет повысить их эксплуатационные характеристики. Важным аспектом является необходимость достоверного определения комплекса характеристик этих покрытий, таких как коррозионная и эрозионная стойкость, адгезионная и когезионная прочность, термоциклическая долговечность, и др., от которых зависит их способность эффективно защищать конструктивные элементы на протяжении заданного срока службы. Методы проведения испытаний должны учитывать структуру покрытия, поскольку различные технологии и режимы нанесения формируют соответствующую структуру покрытий: столбчатую, сплошную с горизонтально-ориентированной пористостью, микротрещиноватую, многослойную, типа «зиг-заг», и т.п. Также, покрытия должны быть нанесены по серийной технологии с сохранением всех предусмотренных технологических операций (отжиг, полирование, пескоструйная обработка, и т.п.).

В зависимости от условий работы защищаемой детали покрытия подвергаются различным повреждающим факторам, которые, как индивидуально, так и при совместном действии, приводят к их постепенной деградации. Деформации деталей от эксплуатационных нагрузок в совокупности с различиями физико-механических характеристик слоев покрытий и защищаемых материалов приводят к возникновению напряжений в

отдельно взятом слое и на границах различных слоев. Значительное влияние на долговечность покрытий также оказывают остаточные напряжения после их нанесения, которые в эксплуатации суммируются с напряжениями от других факторов.

2 Основные виды испытаний покрытий

В рамках экспериментальных исследований защитных покрытий ТБП и ТЕВС основное внимание уделяется испытаниям по определению:

- эрозионной стойкости;
- теплофизических свойств;
- жаростойкости;
- адгезионной прочности;
- механических характеристик;
- термоциклической долговечности;
- коррозионной стойкости.

Методы и режимы проведения испытаний следует выбирать с учётом предполагаемых условий эксплуатации деталей. Теплофизические и механические характеристики должны определяться до и после высокотемпературной выдержки различной длительности для оценки динамики изменения свойств слоев ТЗП.

Испытания на *эрозионную стойкость* необходимо проводить в лаборатории на специализированных стендах, обеспечивающих условия воздействия на покрытие, близкие к условиям на деталях ГТД в эксплуатации. В рекомендательном циркуляре АС 33-11 [1] приведено схематичное изображение типичной эрозионной установки, используемой в ряде зарубежных лабораторий, в том числе в NASA. Испытания проводят при различных температурах, используя частицы размерами от 10 до 600 мкм при скоростях потока до М=1, путем помещения испытательного образца (образцов) в выхлопной газ топливной горелки. В ЦИАМ разработаны и применяются эрозионные установки с центробежным и пневматическим ускорителями, позволяющими проводить одновременные испытания до 12 образцов со скоростью потока до 340 м/с [2]. Критериями эрозионной стойкости покрытий служат: изменение веса образца, снижение толщины покрытия, возникновение скалывания или растрескивания, изменений микроструктуры покрытия.

Эффективность тепловой защиты покрытий - одна из ключевых характеристик внешнего слоя ТБП и ТЕВС, которая должна оцениваться при разработке новых составов, технологий и режимов нанесения покрытий. Основным критерием эффективности тепловой защиты керамического покрытия является его коэффициент теплопроводности, определяемый из соотношения [3]

$$\lambda = \alpha \cdot \rho \cdot C_p \qquad (1)$$

где $\alpha = 1{,}37 \cdot \delta^2/\pi^2 \cdot \tau_{1/2}$ – коэффициент температуропроводности, определяемый методом лазерной вспышки ($м^2/с$); δ – толщина покрытия (мм); $\tau_{1/2}$ – время достижения на обратной стороне образца температуры, равной половине максимального значения (с); ρ – плотность ($кг/м^3$); C_P – удельная теплоемкость (Дж/кг·К).

Для оперативной оценки эффективности ТБП в ЦИАМ применяется метод сравнительных испытаний трубчатых образцов при газопламенном разогреве на установке Т14-226 [4]. Основное преимущество метода - отсутствие необходимости определения дополнительных характеристик покрытий. В ходе эксперимента при идентичных условиях внутреннего разогрева двух половин составного образца (с покрытием и без покрытия) сравнивается температура их внешних поверхностей в зоне с максимальной температурой и определяется ΔT - величина снижения температуры металла после нанесения ТБП.

Жаростойкость покрытий, как правило, определяется в соответствии с отечественными и зарубежными стандартами [5,6]. Испытания заключаются в выдержке образцов с покрытием в высокотемпературной печи в течение заданного времени, при необходимости — с обдувом коррозионной средой определённой скорости. Основными критериями жаростойкости служат: глубина коррозионного поражения, определяемая оптическими методами, и изменение массы образца (увеличение или уменьшение), фиксируемое высокоточными весами.

Наиболее распространённым методом оценки *адгезионной прочности* керамических покрытий является метод отрыва [7]. Он основан на приклеивании захватов к покрытию, нанесённому на плоскую поверхность дискового образца (Рис. 2). При приложении отрывной нагрузки прочность оценивается по стандартным соотношениям, с учетом характера разрушения - когезионного или адгезионного. Нередко наблюдается смешанный характер разрушения (когезионно-адгезионный) либо разрушение по клеевому шву, что затрудняет интерпретацию результатов.

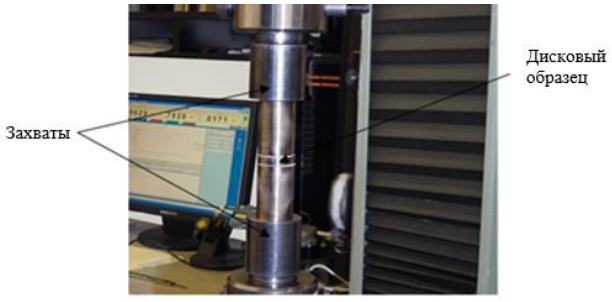


Рис. 2 Устройство для определения адгезионной прочности покрытий методом отрыва

В ЦИАМ разработан комплекс методов для определения прочностных характеристик покрытий в диапазоне рабочих температур без применения клеевых материалов. Испытания проводятся на стандартных разрывных машинах с использованием специализированной оснастки [8,9]. Для оценки когезионной прочности используется образец втулочной конструкции (Рис. 3). Разогрев осуществляется в печи сопротивления или с помощью индукционного нагрева — более экономичного и позволяющего сократить продолжительность испытаний.

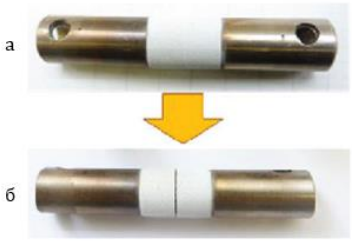


Рис. 3 Втулочный образец с покрытием до (а) и после (б) испытаний

Определение адгезионной прочности покрытий осуществляется на кольцевых образцах при приложении сдвиговой нагрузки в диапазоне рабочих температур (Рис. 4). На рисунке 5 показаны результаты определения адгезионной прочности металлического подслоя и керамического слоя ТБП при температурах до 1150 ºС.

Рис. 4 Втулочный образец с покрытием до и после испытаний

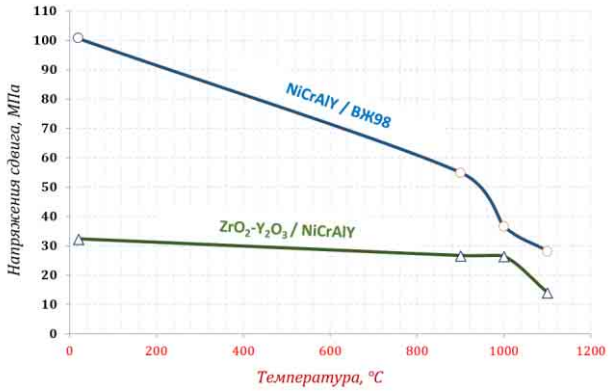


Рис. 5 Втулочный образец с покрытием до и после испытаний

Термоциклические испытания являются важным этапом экспериментальной оценки покрытий, поскольку они позволяют определить устойчивость многослойных структур к повторяющимся тепловым нагрузкам, характерным для условий эксплуатации ГТД. Основная задача термоциклических испытаний - оценка долговечности ТБП и ТЕВС при многократном воздействии термоциклов, приближённых к реальным условиям эксплуатации.

Для экспериментальной оценки термоциклической долговечности наиболее распространенным является метод циклических испытаний в высокотемпературной печи [10]. Данный метод не требует дорогостоящего оборудования, расходных материалов, специальных помещений, однако длительный процесс разогрева, а также единая температура всех слоев покрытия и основного материала не соответствуют эксплуатационным условиям работы на деталях ГТД. Получение более достоверных результатов возможно при испытаниях по методике [11] в условиях создания температурного градиента. В процессе таких испытаний осуществляется интенсивный циклический разогрев поверхности образца со стороны керамического слоя и непрерывное охлаждение его обратной стороны сжатым воздухом. В полуцикле охлаждения, как правило, обеспечивается дополнительный обдув образца воздухом с нагретой стороны. Для реализации данного метода испытаний необходимо сложное оборудование, специальные помещения и большое количество расходных материалов (газовая смесь, оснастка, и т.п.).

ЦИАМ обладает различными методами термоциклических испытаний образцов с покрытиями, включая разогрев в печи сопротивления, высокочастотным (ВЧ) методом (Рис. 6) и газовым потоком. Испытания проводят до обнаружения скола покрытия с 20…30 % площади защищаемой поверхности. приводит к сколу покрытия.

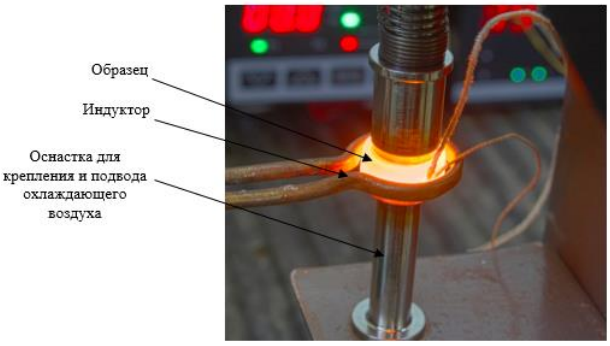


Рис. 6 Термоциклические испытания образцов с покрытием при ВЧ разогреве

Испытания покрытий на *горячую коррозию*, в частности с использованием соединений типа CMAS (Calcium-Magnesium-Alumino-Silicate), направлены на оценку устойчивости керамических систем к

агрессивному воздействию загрязнений, поступающих в двигатель из внешней среды (например, песок, пепел, пыль). При рабочих температурах частицы CMAS расплавляются и проникают в поры и микротрещины керамического покрытия, вызывая его химическое взаимодействие, деградацию микроструктуры, снижение адгезии и преждевременное разрушение. В лабораторных условиях испытания проводят путём нанесения определённого количества синтетического CMAS на поверхность образца с последующим термоциклированием или длительной изотермической выдержкой. Критериями стойкости покрытия служат степень проникновения шлака, появление трещин и разрушений, а также изменения фазового состава и микроструктуры покрытия.

Водяной пар оказывает разрушительное воздействие на ККМ, в частности карбид кремния (SiC), способствуя его окислению и образованию летучих соединений, что приводит к снижению прочности и ресурса деталей. Испытания покрытий EBC в условиях воздействия водяного пара необходимы для оценки их долговечности при эксплуатации в агрессивных условиях ГТД. В лабораторных условиях такие испытания проводят в проточных установках с контролируемой атмосферой, имитирующей рабочие среды, включая содержание пара, давление и температуру [13]. Основными критериями оценки стойкости являются потеря массы, изменение микроструктуры, разрушение межслойных границ и снижение защитной функции покрытия после заданного времени воздействия.

Заключение

Приведены основные методы экспериментальных исследований керамических защитных покрытий, включая испытания на эрозионную и коррозионную стойкость, термоциклическую долговечность, адгезионную и когезионную прочность, эффективность тепловой защиты.

Список использованных источников

[1] R. Miller and M. Kuczmarski, "Burner Rig for Small Particle Erosion Testing of Thermal Barrier Coatings," Journal of Testing and Evaluation 42, no. 3 (2014): 648-658.

[2] Воробьев С.В., Афанасьев Д.В., Матюхин Д.В. «Моделирование эрозионного износа композиционных материалов от воздействия абразивных частиц в проточной части газотурбинных двигателей», Сборник тезисов Межотраслевого семинара памяти проф. Т.Д. Каримбаева «Применение композиционных материалов в двигателестроении», Россия, Москва, 2023 г.

[3] ASTM E1461-13 Standard Test Method for Thermal Diffusivity by the Flash Method, Annual Book of ASTM Standards, 2013.

[4] Бычков Н.Г., Ножницкий Ю.А., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В., Авруцкий В.В. Способ исследования теплозащитных свойств высокотемпературных покрытий и устройство для его осуществления, патент РФ № 2647562, 16.03.2018, Бюл. № 8.

[5] ГОСТ 6130-71 Металлы. Методы определения жаростойкости, М.: Издательство стандартов, 1990, 8 с.

[6] ASTM C863 – 00 Standard Test Method for Evaluating Oxidation Resistance, Annual Book of ASTM Standards, 2016.

[7] ASTM C633-03. Standard Test Method for Adhesion of Cohesive Strength of Flame-Sprayed Coatings [S], Annual Book of ASTM Standards, 2003.

[8] Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В. Устройство для формирования и испытания образцов тонких покрытий, Патент РФ №2545082 от 18.02.2015, Бюл.№9.

[9] Бычков Н.Г., Ножницкий Ю.А., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В. Способ определения адгезионной прочности теплозащитного покрытия на сдвиг и устройство для его осуществления // Патент РФ №2548378 от 20.03.2015, Бюл.№11

[10] Jamali H. et al. Fabrication and evaluation of plasma-sprayed nanostructured and conventional YSZ thermal barrier coatings. Current Nanoscience, Vol. 8(3), 2012, p402-409.

[11] ISO 13123 Metallic and other inorganic coatings — Test method of cyclic heating for thermal-barrier coatings under temperature gradient. 2012.

[12] Бычков Н.Г., Хамдуллин А.Ш. и др. Устройство для крепления образцов с керамическим покрытием при испытании на термоусталость, Патент РФ № 188627, 2018, Бюл. №4.

[13] Yan Huang, Kuangyi Zhao, Thermal cycling and steam corrosion behavior of Yb3Al5O12-based multilayered environmental barrier coatings for SiCf/SiC. J Am Ceram Soc. 2025;108: e20202.

ВЛИЯНИЕ ВУЛКАНИЧЕСКОГО ПЕПЛА И ПЫЛИ НА ЭКСПЛУАТАЦИЮ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.В. Авруцкий, С.В. Воробьев, А.В. Першин, А.Ш. Хамидуллин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе рассмотрено влияние частиц вулканического пепла и пыли на эксплуатацию газотурбинных двигателей в виде газоабразивной эрозии и отложений в горячей части. Даны рекомендации по выбору объемной концентрации пепла и времени воздействия при проведении испытаний. Показана опасность отложений в горячей части двигателя. Проведен обзор по испытаниям защитных покрытий на стойкость к отложениям.

THE IMPACT OF VOLCANIC ASH AND DUST ON THE OPERATION OF GAS TURBINE ENGINES

V.V. Avrutskiy, S.V. Vorobyev, A.V. Pershin, A.S. C, A.S. Khamidullin

CIAM, Moscow, Russia

The paper considers the effect of volcanic ash and dust particles on the operation of a gas turbine engines in the form of gaseous erosion and deposits in the hot part. Recommendations are given on the choice of the volume concentration of ash and the exposure time during testing. The danger of deposits in the hot part of the engine is shown. A review of tests of protective coatings for resistance to deposits has been conducted.

1 Введение

При извержении вулкана в атмосферу выбрасываются газы и вулканический пепел, которые могут находиться на различных высотах. Кроме аварийных ситуаций, которые могут стать причиной катастрофы при попадании самолета в облако пепла, даже незначительная его концентрация может вызвать значительную эрозию элементов планера и двигателя [1]. Наиболее опасными факторами для газотурбинного двигателя (ГТД) является газоабразивная эрозия, стекловидные отложения и коррозия. Особенно подвержены износу рабочие лопатки вентилятора и компрессора, так как к окружной добавляется скорость полета, и для пассажирского самолета на крейсерском режиме при высоте 11 км с числом Маха 0.8, скорость удара абразивных частиц (АЧ) по поверхности может составлять 420 м/с. Так же следует отметить, что одним из основных механизмов разрушения керамических термобарьерных покрытий (ТБП) и антикоррозионных покрытий для защиты от окружающей среды EBC (от англ. Environmental Barrier Coatings) является высокотемпературная коррозия из-за попадания в ТРД воздушных частиц, содержащих соединения $CaO\text{-}MgO\text{-}Al_2O_3\text{-}SiO_2$, которые обозначаются как CMAS. Основными источниками CMAS являются вулканический пепел, пыль и песок. В связи с этим в отечественных и зарубежных Нормах летной годности содержатся пункты о необходимости установления восприимчивости конструктивных особенностей двигателей к воздействиям внешних факторов, в том числе вулканического пепла и пыли [2].

2 Объемная концентрация пепла и время воздействия

В 2010 г центром консультативных сообщений о вулканическом пепле VAAC (от англ. Volcanic Ash Advisory Centres) и Европейским агентством авиационной безопасности EASA (от англ. European Aviation Safety Agency) принято условие [3], что двигатель должен работать без снижения характеристик при полете в облаке вулканического пепла в течении одного часа с концентрацией не менее 2 мг/м^3. Данная концентрация соответствует видимому пеплу, который возможно определить визуально. Специалисты одной из ведущих двигателестроительных компаний Ролс-Ройс RR (от англ. Rolls-Royce) в мае 2017 [4] предложили повысить концентрацию пепла до 4 мг/м^3, и принято EASA [5]. В 2021 специалистами на закрытом стенде ЦИАМ впервые в России были проведены испытания газогенератора двигателя ПД-14 [6] при подаче вулканического пепла, согласно требованиям EASA.

Воздействие АЧ на двигатель характеризуется постоянной дозой [7]:

$$X = C \times t \quad (1)$$

где C – объемная концентрация АЧ, [мг/м^3];

t – время воздействия АЧ с концентрацией C на двигатель, [ч].

На **Рис. 1.** представлена зависимость концентрации от времени воздействия АЧ для различных доз (1). По номограмме возможно оценить концентрацию и время воздействия при выборе режимов испытаний.

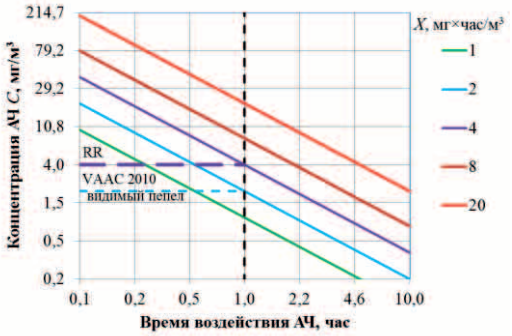


Рис. 1 Распределение концентрации C АЧ от времени воздействия t для различных величин накопленных доз X

При проведении испытаний с увеличенной концентрацией, время эксперимента уменьшается, что ускоряет исследования и значительно снижает их стоимость. В литературе мало сведений о влиянии изменения концентрации на эрозионный износ. Например, такое явление наблюдалось на пневматической эрозионной установке при испытании образцов из стали и титановых покрытий. При большом одновременном забросе в поток АЧ стали видны искры. У стальных образцов увеличился эрозионный износ, а титановое покрытие прогорело. Это связано, возможно, с изменением механизмов воздействия. При большой концентрации изменилось тепловое состояние поверхности, а окисный слой разрушается быстрее, чем восстанавливается. Более значителен стал коррозионный износ. Поэтому, следует дополнительно исследовать влияние концентрации на износ, если эксперимент и натурные условия отличаются, что особенно важно при сертификационных испытания.

4 CMAS коррозия

При попадании на поверхность деталей горячего тракта CMAS приводит к различным механизмам деградации ТБП. С одной стороны, расплав под действием капиллярного эффекта проникает вглубь пористого ТБП и при охлаждении образовывает стекловидный слой с относительно низким коэффициентом термического расширения, приводя к росту напряжений в керамике и сколу покрытия на определенной глубине. С другой стороны, происходит химическое взаимодействие CMAS с элементами, входящими в состав ТБП, с образованием различных соединений ($Ca_2ZrSi_4O_{12}$, $ZrSiO_4$, $Ca_2Zr_2Ti_4O_{14}$, и т.п.) в зависимости от составов ТБП и расплава (**Рис. 2.**).

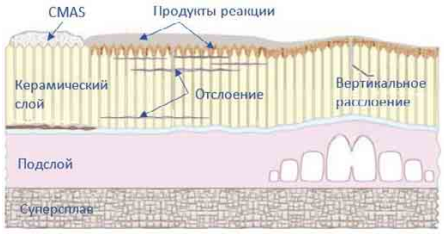


Рис. 2 Взаимодействие CMAS и термобарьерного покрытия столбчатой структуры

Основной стратегией борьбы с CMAS-коррозией является минимизация проникновения расплава вглубь ТБП за счет применения «жертвенного» керамического слоя, содержащего редкоземельные элементы. Идеальное поведение реакции для покрытия, устойчивого к CMAS, предполагает быструю кристаллизацию расплава при насыщении растворенными оксидами ТБП, а также снижение объема расплава и затруднение его инфильтрации, в том числе за счет закрытия пор [9]. По данным доступной литературы [10], наиболее полезной образующейся фазой, которая приближается к этому идеальному проведению реакции, является фаза апатита (**Рис. 3**).

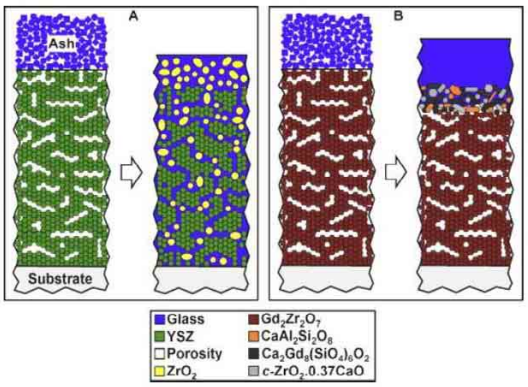


Рис. 3. Схематичная диаграмма поперечных сечений ТБП с отложениями CMAS до и после 24 часов термической обработки при 1200°C: (A) - 7YSZ и (B) - $Gd_2Zr_2O_7$ [8].

Разработка новых керамических ТБП для деталей горячего тракта неразрывно связана с необходимостью проведения лабораторных экспериментальных исследований образцов при имитации критических условий работы ТБП в контакте с CMAS. Одним из наиболее распространенных является метод испытаний, при котором CMAS наносится на

поверхность образца с ТБП, после чего он подвергается постоянной или циклической выдержке в печи сопротивления при заданной температуре с последующим анализом зоны взаимодействия (**Рис. 4**).

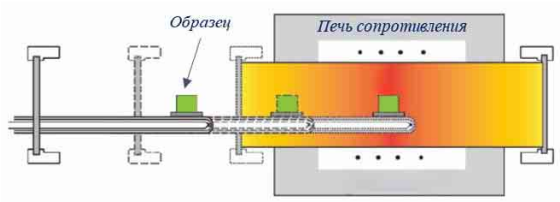


Рис. 4. Схема проведения циклических испытаний на CMAS коррозию в печи сопротивления

В процессе экспериментального плавления пепловых частиц установлено [11], что температура плавления всех изученных пеплов лежит в интервале 1200—1410°C. Температура 50%-ного плавления пеплов (т.е. температура, при которой данный пепел расплавляется на 50%), как правило, ниже на 10-100°C. Наибольшая разница температур плавления наблюдается в пеплах вулканов Эбеко, Алаид, Безымянный. Температура слипания пепловых частиц в некоторых образцах ниже температуры плавления более чем на 100°C.

При входе самолета в пепловое облако, для снижения воздействия на двигатель, рекомендуется снизить температурный режим на время нахождения в пепловой туче. При достаточно быстром охлаждении рабочей поверхности турбин возможно частичное отделение стекловидного нароста от их нагретых частей из-за разных коэффициентов температурного расширения, что позволит восстановить пропускную способность в сопловых аппаратах и лопатках турбины. Так было в случае с “Боингом-747” 15 декабря 1989 г., что позволило спустя некоторое время вновь запустить остановившиеся двигатели самолета [11].

5 Заключение

Показаны наиболее опасные факторы воздействия частиц вулканического пепла на ГТД. Проведен анализ и даны рекомендации по выбору объемной концентрации пепла и времени воздействия при проведении испытаний, а также по отложениям CMAS в горячей части и снижению их влияния. Проведен обзор по испытаниям защитных покрытий на стойкость к отложениям. В дальнейшем необходимо создание новых методов, их развитие и оптимизация с целью проведения исследований с воспроизведением условий полета в облаке вулканического пепла на испытательных установках для разработки и выбора ТБП в перспективных двигателях.

Список использованных источников

[1] Д.Д. Попова, А.Н. Саженков Воздействие вулканического пепла на авиационные газотурбинные двигатели. Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 70. – С. 122–139. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.12

[2] Межгосударственный авиационный комитет. Авиационные правила часть АП-33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. 2018.

[3] European Aviation Safety Agency. Possible courses of action for EASA to address the issue of «Volcanic ash ingestion in turbine engines»

[4] Volcanic Ash and Aviation – Rolls-Royce Position, May 2017

[5] CS-E 1050 «Flight in Airspace with Contamination of Volcanic Ash» («Воздействие опасных факторов вулканических облаков»)

[6] А.А Иноземцев., Л.С. Рысин и др. «Исследование устойчивости авиационного двигателя ПД-14 к воздействию вулканического пепла.» Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2022. – Т. 26, №2 (96). – С. 60–70.

[7] Ellis, M.; Bojdo, N.; Filippone, A.; Clarkson, R. Monte Carlo Predictions of Aero-Engine Performance Degradation Due to Particle Ingestion. Aerospace 2021, 8, 146. https://doi.org/10.3390/aerospace8060146

[8] Gomez Chavez, Juan Jose, "Cmas/volcanic Ash Infiltration Performance Of Yttria Rich-Zirconia Thermal Barrier Coatings Produced By Electron Beam Physical Vapor Deposition" (2019). Open Access Theses & Dissertations.

[9] Poerschke, D.L., R.W. Jackson, and C.G. Levi, Silicate Deposit Degradation of Engineered Coatings in Gas Turbines: Progress Toward Models and Materials Solutions. Annual Review of Materials Research, 2017. 47(1): p. 297-330.

[10] A. D. Gledhill, K. M. Reddy, J. M. Drexler, K. Shinoda, S. Sampath, and N. P. Padture, "Mitigation of damage from molten fly ash to air-plasma-sprayed thermal barrier coatings," Materials Science and Engineering: A, vol. 528, pp. 7214-7221, 2011.

[11] В.Ю. Кирьянов, С.Б. Фелицин «Вулканический пепел как природный фактор риска для авиации (по данным исследования свойств пепловых частиц)» Вулканология и сейсмология, 200, №5, с.65-72

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННОГО ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОГО ПОКРЫТИЯ НА ОСНОВЕ НИКЕЛЯ С ДОБАВЛЕНИЕМ ЧАСТИЦ КАРБИДА КРЕМНИЯ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЯ И ЕГО СПЛАВОВ

А.Л. Козлов, М.И. Ступеньков, М.В. Покровский, Е.И. Дробышева, Н.В. Рогов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассматривается технология нанесения на детали камеры сгорания роторно-поршневого двигателя композиционного электрохимического покрытия на основе никеля с добавлением частиц карбида кремния, являющегося эффективной парой трения с уплотнениями ротора, изготовленными в т.ч. из керамических композиционных материалов. Обоснована целесообразность использования электрохимического метода для термочувствительных деталей. Представлены исторические предпосылки, этапы разработки технологии, особенности подготовки поверхности и формирования переходного слоя.

PROSPECTS FOR THE APPLICATION OF A COMPOSITE ELECTROCHEMICAL COATING BASED ON NICKEL WITH THE ADDITION OF SILICON CARBIDE PARTICLES FOR PARTS MADE OF ALUMINUM AND ITS ALLOYS

M.I. Stupenkov, M.V. Pokrovskii, E.I. Drobysheva, N.V. Rogov
CIAM, Moscow, Russia

The technology of applying a nickel-based composite electrochemical coating to the combustion chamber parts of a rotary piston engine with the addition of silicon carbide particles, which is an effective friction pair with rotor seals made of ceramic composite materials, is considered. The expediency of using the electrochemical method for thermosensitive parts is substantiated. The historical background, the stages of technology development, the features of surface preparation and the formation of the transition layer are presented.

1 Введение

Повышенные требования к долговечности и надёжности узлов трения, функционирующих в условиях экстремальных термомеханических нагрузок, характерных для камер сгорания двигателей внутреннего сгорания (ДВС), обусловили необходимость разработки и внедрения высокоэффективных защитных покрытий. Среди таких покрытий особое внимание уделяется покрытиям, обеспечивающим износостойкость в условиях высокотемпературного и химически агрессивного воздействия. В настоящее время широко применяются покрытия, получаемые методами электрохимических процессов, высокоскоростного газопламенного напыления и лазерной наплавки. Каждый из этих методов имеет свои особенности, преимущества и ограничения, связанные как с конструктивными параметрами покрываемых деталей, так и с их термической чувствительностью.

Особую актуальность вопрос приобретает при изготовлении деталей из алюминиевых сплавов, благодаря их малой плотности, высокой теплоотводящей способности и распространённости в двигателестроении. Однако алюминиевые сплавы обладают низкой термической стойкостью, что ограничивает применение термоинтенсивных методов напыления. Так, при лазерной наплавке температура локального нагрева может достигать порядка 1000 °C, а при высокоскоростном газопламенном напылении — до 3000 °C. Такие значения температур, даже при кратковременном воздействии, могут вызывать необратимые деформации тонкостенных конструкций, обусловленные термическим расширением, напряжениями и снижением механической жёсткости материала.

На этом фоне электрохимические технологии оказывают сравнительно небольшое тепловое воздействие, при котором температура детали не превышает 200 °C. Это делает электрохимические

методы нанесения покрытий особенно предпочтительными при упрочнении алюминиевых деталей сложной формы и малой толщины стенок. Рассматриваемое композиционное электрохимическое покрытие на основе никеля с добавлением частиц карбида кремния (Ni-SiC) способно обеспечить не только высокую износостойкость, но и стабильность геометрии покрываемых элементов, что критично для двигателей нового поколения.

2 Историческая справка

Одним из первых применений композиционного покрытия Ni-SiC в двигателестроении стала его интеграция в конструкции цилиндров ДВС в 1970-х годах. Это позволило отказаться от традиционных чугунных гильз, что существенно снизило массу двигателя при сохранении или даже улучшении его ресурса. Высокая твёрдость покрытия, достигаемая за счёт включения в никелевую матрицу частиц карбида кремния, позволила обеспечить эффективную защиту от абразивного и адгезионного износа.

Современные исследования подтверждают, что композиционные покрытия на основе Ni-SiC вновь могут рассматриваться в качестве перспективного решения для защиты алюминиевых деталей от износа. Несмотря на развитие альтернативных технологий, ни одна из них пока не продемонстрировала возможности обеспечения сопоставимого с никель-кремниевым покрытием сочетания технологичности, эксплуатационной надёжности и физико-механических характеристик покрытия [1-3].

3 Разработка технологии нанесения покрытия

В рамках работ по созданию роторно-поршневых двигателей (РПД), проводимых ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», потребовала решения задача повышения ресурса и надёжности элементов камеры сгорания РПД. Одной из важнейших пар трения, критически влияющих на работоспособность и к.п.д. РПД является пара «радиальное уплотнение — статор». Учитывая конструктивные особенности двигателя и материал изготовления статора (алюминиевый литейный сплав), выбор подходящего защитного покрытия является ключевым элементом в обеспечении ресурса.

С опорой на опыт, накопленный СКБ роторно-поршневых двигателей при производственном объединении «АВТОВАЗ» [4], современные научные исследования [5-7] и с учётом технологических возможностей ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», была разработана технология нанесения композиционного электрохимического покрытия Ni-SiC. Концепция технологии включает следующие составляющие:

1. Проектирование и изготовление универсальной технологической оснастки, позволяющей обработку геометрически сложных деталей роторно-поршневого двигателя;
2. Оптимизация состава порошка карбида кремния зелёного (ККЗ), включённого в никелевую матрицу. Согласно проведённым исследованиям установлено, что фракционный состав 1,8–2,5 мкм обеспечивает наилучшее соотношение между прочностью, износостойкостью и сцеплением частиц. [8, 9];
3. Разработка процесса формирования переходного слоя, обеспечивающего адгезию покрытия к алюминиевой основе. В качестве адгезионного подслоя используется цинковый слой, формируемый путём погружения в специально подготовленный раствор цинката.

Ключевым моментом при этом является правильный выбор химического состава и концентрации раствора цинката, так как это напрямую влияет на прочность сцепления покрытия с подложкой [10]. Отмечается, что даже при незначительном отклонении от оптимальных параметров наблюдается резкое снижение прочностных характеристик покрытия и его склонность к отслаиванию.

4 Заключение

Разработанная и апробированная технология нанесения покрытия Ni-SiC, ориентированная на использование при производстве алюминиевых компонентов узлов трения, может быть успешно интегрирована в широкий спектр задач, выходящих за рамки применения в РПД. Благодаря универсальности технологической оснастки, гибкости параметров процесса и стабильности получаемых покрытий, технология может быть масштабирована для использования в серийном производстве поршневых ДВС, гибридных силовых установок и других механизмов, функционирующих в условиях высоких нагрузок.

Таким образом, применение электрохимического покрытия Ni-SiC на алюминиевых деталях не только возобновляет исторически оправданную практику, но и открывает новые возможности в области ресурсосбережения, экологической безопасности и технологической надёжности современных двигателей.

Список использованных источников

[1] Köhler E., & Niehues J. (2006). Aluminum-matrix Composite Materials in Combustion Engines. Metal Matrix Composites, 95–109.

[2] Yu J., Xu Z., Wang S., Liu X., Qi H., Ma Y. Characterization of the Structure and Wear Resistance of Ni65-Based Coatings via HVOF Flame Spraying and Its Application to Potato Digging Shovels. Coatings 2022, 12, 725.
[3] Соколов И.Ю., Симонов Ю.Н., Мольцен С.Н., Кравченко А.В. Влияние технологии нанесения и структуры NiCrBSi-покрытия на образование трещин //Вестник ПНИПУ. Машиностроение. Материаловедение. 2023. Т. 25, № 3. с. 23–36.
[4] К вопросу о развитии тематики роторно-поршневых двигателей за рубежом и в России /Е.П. Кочеров, В.А. Кононов, В.В. Окорочков [и др.] //Вестник СГАУ им. ак. С.П. Королёва (НИУ). 2011. № 3-4(27). с. 207-214.
[5] Wang H., Liu H., He Y. et al. Ni-SiC Composite Coatings with Good Wear and Corrosion Resistance Synthesized Via Ultrasonic Electrodeposition. J. of Materi Eng and Perform 30, 1535–1544 (2021).
[6] Maurin G., Lavanant A. Electrodeposition of nickel/silicon carbide composite coatings on a rotating disc electrode. J Appl Electrochem 25, 1113–1121 (1995).
[7] Износостойкость никелевых композиционных покрытий с микронными и субмикронными частицами SiC /С.Ю. Жачкин, Г.И. Трифонов, О.А. Сидоркин, А.В. Пустоветов //Инженерные технологии и системы. 2024. Т. 34, № 4. с. 629-647.
[8] Смирнова С.В. Процессы получения конкурентоспособных порошков карбида кремния при использовании методов УВО в составе экологически безопасных комплексных технологий /С.В. Смирнова //Известия Волгоградского государственного технического университета. 2010. № 12(72). с. 56-59.
[9] Петухов И.М. Исследование получения номерного шлифзерна карбида кремния зеленого в электрическом поле коронного барабанного классификатора /И.М. Петухов //Процессы абразивной обработки, абразивные инструменты и материалы. Шлифабразив-2009: Сборник статей Международной научно-технический конференции. Волгоград, Волжский: Волгоградский государственный архитектурно-строительный университет, 2010. с. 40-42.
[10] Кравченко Д. В. Способы подготовки поверхности алюминиевых сплавов для нанесения гальванических покрытий (обзор) /Д.В. Кравченко, И.А. Козлов, А.А. Никифоров //Труды ВИАМ. 2021. № 6(100). с. 82-99.

ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПОЛЗУЧЕСТИ И ДЛИТЕЛЬНОЙ ПРОЧНОСТИ

В.В. Назаров
НИИ механики МГУ им. В.В. Ломоносова, Москва

Обзор затрагивает разные направления исследования свойства ползучести: одноосное растяжение, сложное напряженное состояние, влияние на прочность сварного шва, а также влияние легирующих элементов. В качестве нового следует выделить, что появились работы, в которых представлены данные, полученные не при одной, а при нескольких значениях высокой температуры. Также стоит добавить, что за последнее время появились публикации, в которых рассмотрена ползучесть для таких новых материалов, как титановые и магниевые сплавы. Для более точного описания длительной прочности при сложном напряженном состоянии рассмотрены новые виды эквивалентного напряжения.

REVIEW OF MODERN RESULTS OF EXPERIMENTAL STUDIES OF CREEP AND CREEP RUPTURE STRENGTH

V.V. Nazarov
Institute of Mechanics Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia

The review covers various areas of research into creep properties: uniaxial tension, complex stress state, influence on weld strength, and the influence of alloying elements. What is new is that papers have appeared that present data obtained not at one, but at several high temperature values. It is also worth adding that recently publications have appeared that examine creep for new materials such as titanium and magnesium alloys. For a more accurate description of creep rupture strength under complex stress conditions, new types of equivalent stress are considered.

1 Введение

В предшествующем обзоре [1], посвященному длительной прочности при сложном напряженном состоянии, перечислены металлические материалы, для которых на тот момент времени получены экспериментальные данные. Среди них перечислены медь, алюминиевые сплавы, стали и никелевые сплавы. Для аппроксимации экспериментальных данных, полученных в условиях сложного напряженного состояния, используют различные инвариантные характеристики тензора напряжений [2,3,4,5]. В качестве математической связи времени в момент разрушения от напряжения использую степенную зависимость с двумя параметрами, либо дробно-степенную зависимость с четырьмя параметрами, два из которых принимают физический смысл порога ползучести и предела кратковременной прочности [6].

2 Одноосное растяжение

За последнее время появились принципиально новые работы, в которых рассмотрена ползучесть новых металлических материалов. Как правило, эксперименты на ползучесть проводят при высокой температуре, но в работе [7] результаты механических испытаний получены для материала с низкой плотностью [8] при комнатной температуре.

Другой относительно легкий материал – титановые сплавы при 650°C [9,10].

В статье [11] представлена схема образования, и роста микропор в зависимости от времени процесса ползучести.

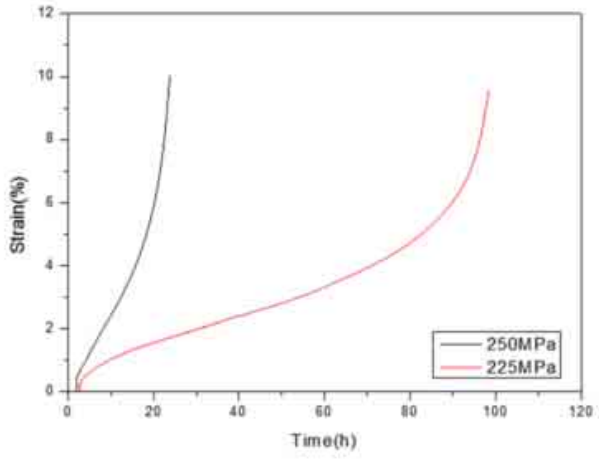


Рис. 1. Кривые ползучести для стали 10Х9МФБ при 565°C [12]

Из кривых ползучести (**Рис. 1**) определены механические характеристики стали 10Х9МФБ при 565 и 650°С [12]. В работе [13] показано, что большая продолжительность по времени ползучести оказывает заметное влияние на механические характеристики материала.

3 Влияние химии

Этому посвящена целая серия публикаций [14,15,16,17], а также [19,21], где в [14,15] – исследовано влияние больших концентраций водорода на ползучесть титановых сплавов при 650°С, в [16, 17] – влияние гелия на никелевый сплав при разных значениях высокой температуры, в [19] – влияние азота на титановый сплав ВТ6 при разных значениях высокой температуры, а в [21] – влияние внедренного 1.72 мас.% Ca на магниевый сплав МА50 также при разных значениях высокой температуры. Внедрение водорода в титановые сплавы ВТ6 и ВТ5 приводит к снижению скорости деформаций и увеличению времени в момент разрушения.

4 Влияние высокой температуры

В работе [18] представлено детальное исследование ползучести нержавеющей стали 03Х18Н11, где кривые ползучести дополнены экспериментальными диаграммами материала при разных значениях высокой температуры (**Рис. 2**).

Рис. 2. Испытанные образцы из нержавеющей стали 03Х18Н11 на одноосное растяжение при разных значениях высокой температуры [18]

Там же в [18] установлено влияние среды воздуха на процесс разрушения (**Рис. 3**). Отмечается, что для нержавеющей стали 03Х18Н11 это влияние наблюдается при температуре выше 700°С.

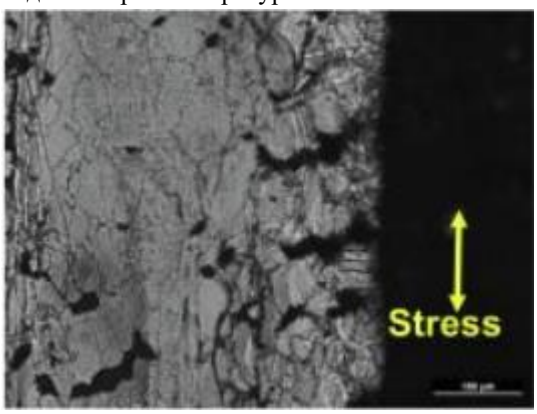


Рис. 3. Химическое взаимодействие нержавеющей стали 03Х18Н11 с воздухом и расположение коррозионных трещин при 700°С [18]

В [19] из опытных данных установлено, что азот оказывает упрочняющий эффект на титановый сплав ВТ6. Тот же самый эффект имеет место быть, когда происходить внедрение Ca в магниевый сплав МА50 [20, 21].

5 Сложное напряженное состояние

Автором данной работы получены результаты [22,23] на трубчатых образцах, подвергнутых одновременно воздействию осевой силы и крутящего момента, где в качестве материала использовались медь после закалки при 264°С и титановый сплав ВТ1-0 при 550°С.

Но опыты на сложное напряженное состояние проводят не только на трубчатых образцах. В публикациях [24,25,26] представлены результаты, полученные на других видах образцах (**Рис. 4–6**) в условиях равного многоосного растяжения.

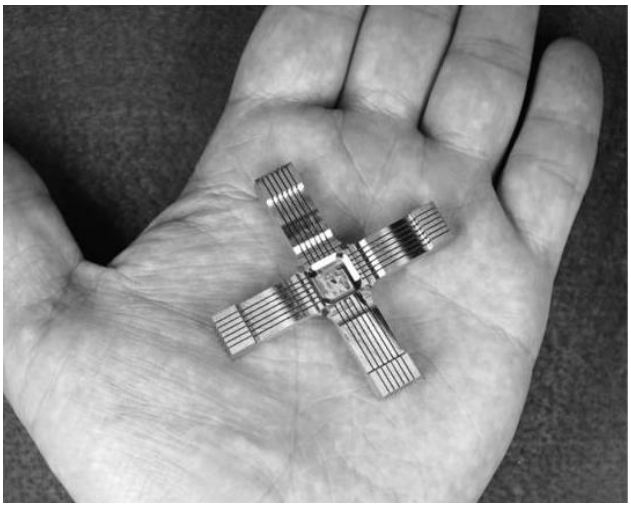


Рис. 4. Миниатюрный крестообразный образец на двухосное растяжение [24,25]

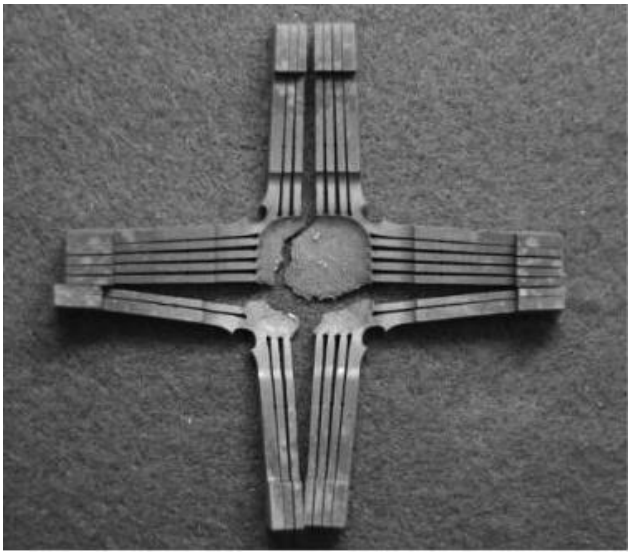


Рис. 5. Миниатюрный крестообразный образец из нержавеющей стали 08Х18Н10, испытанный на длительную прочность при равном двухосном растяжении при 650°С

Рис. 6. Кубический образец на трехосное растяжение

Результаты, полученные при одноосном и равном двухосном растяжениях свидетельствуют о заметном влиянии вида напряженного состояния на время в момент разрушения. В зависимости от марки стали, равное двухосное растяжение может приводить не только к снижению [24] времени в момент разрушения, но и к его увеличению [26]. Для описания обоих этих эффектов автор данной работы предложил свое эквивалентное напряжение с одним параметром:

$$\sigma_e = \sqrt[\eta]{\sigma_1^\eta + \sigma_2^\eta + \sigma_3^\eta}\ , \qquad (1)$$

где $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \sigma_3$ – главные напряжения. Для описания процесса роста микропор при трехосном растяжении в [24,25] предложено эквивалентное напряжение с двумя параметрами:

$$\sigma_e = \sigma_1 \left[1 + \alpha \left(\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{\sigma_1} \right)^\beta \right]. \qquad (2)$$

6 Заключение

В публикациях [24,25] отмечается, что при равном трехосном растяжении деформации ползучести отсутствуют, при этом максимальная плотность микропор приходится на цент кубического образца (**Рис. 6**). Результаты работ [9,18,19,20,21] представлены в виде табличных данных и пригодны для статистической обработки.

Работа выполнена в рамках государственного задания МГУ имени М.В. Ломоносова.

Список использованных источников

[1] Локощенко А.М. Длительная прочность металлов при сложном напряженном состоянии (обзор) // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2012. № 3. С. 116–136.
EDN: PAVACV

[2] Локощенко А.М. Эквивалентные напряжения в расчетах длительной прочности металлов при сложном напряженном состоянии (обзор) // Известия Саратовского университета. Новая серия. Серия: Математика. Механика. Информатика. 2009. Т. 9, № 4-2. С. 128–135.
DOI: 10.18500/1816-9791-2009-9-4-2-128-135
EDN: KZFESH

[3] Назаров В.В. Описание установившейся ползучести при растяжении и кручении трубчатых образцов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2015. Т. 81, № 7. С. 60–61. EDN: UHRHSF

[4] Назаров В.В. Критерий длительной прочности при растяжении и кручении трубчатых образцов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2014. Т. 80, № 12. С. 57–59. EDN TBRMUF

[5] Назаров В.В. Выбор сложного эквивалентного напряжения для двух различных вариантов плоского напряженного состояния // Diagnostics, Resource and Mechanics of Materials and Structures. 2021. № 2. С. 64–72.
DOI: 10.17804/2410-9908.2021.2.064-072
EDN: CTGDCM

[6] Nazarov V.V. Selecting a dependence for the approximation of experimental data on secondary creep and creep rupture strength // Diagnostics, Resource and Mechanics of Materials and Structures. 2023. No. 3. P. 44–49.
DOI: 10.17804/2410-9908.2023.3.044-049
EDN: UAILCU

[7] Ильин С.И., Корягин Ю.Д., Лапина И.В. Ползучесть ультралегких магниевых сплавов при низких температурах // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Металлургия. 2012. № 15. 2012. С. 105–107. EDN: OYGQBD

[8] Елкин Ф.М. Mg-Li-сплавы – сверхлегкий металлический конструкционный материал // Технология легких сплавов. 2008. № 2. С. 32–38. EDN: JTKOWF

[9] Назаров В.В. Кратковременная ползучесть титановых сплавов ВТ5 и ВТ6 при высокой температуре // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2015. Т. 81, № 6. С. 57–60. EDN: TWIIQB

[10] Zeng L.Y., Zhao Y.Q., Mao X.N., Hong Q., Qi Y.L. Creep features of Ti-600 alloy at the temperature of 650°C // Materials Science Forum. 2018. V. 941. P. 995–1003.
DOI: 10.4028/www.scientific.net/MSF.941.995

[11] Xie Z.G., He Y.M., Yang J.G., Gao Z.L. Microstructural evolution of nuclear power steel A508-III in the creep process at 800°C // Applied Mechanics and Materials. 2016. V. 853. P. 153–157. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMM.853.153

[12] Ren F., Tang X. Mechanical properties of Grade 91 steel at high temperatures // Journal of Physics: Conference Series. 2019. 1168. 022013.
DOI: 10.1088/1742-6596/1168/2/022013

[13] Nguyen T.T., Jeong T.M., Erten D.T., Yoon K.B. Creep deformation and rupture behaviour of service-exposed Super304H steel boiler tubes // Materials at High Temperatures. 2021. V. 38, No. 1. P. 1–12.

[14] Локощенко А.М., Ильин А.А., Мамонов А.М., Назаров В.В. Экспериментально-теоретическое исследование влияния водорода на ползучесть и длительную прочность титанового сплава ВТ6 // Металлы. 2008. № 2. С. 60–66. EDN: IJPPCZ

[15] Назаров В.В. Влияние водорода на ползучесть и разрушение титановых сплавов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2012. Т. 78, № 12. С. 59–65. EDN: PXKUDX

[16] Kim W.G., Park J.Y., Lee G.G., Hong S.D., Kim Y.W. Temperature effect on the creep behavior of alloy 617 in air and helium environments // Nuclear Engineering and Design. 2014. V. 271. P. 291–300. DOI: 10.1016/j.nucengdes.2013.11.050

[17] Kim W.G., Ekaputra I.M.W., Park J.Y., Kim M.H., Kim Y.W. Investigation of creep rupture properties in air and He environments of alloy 617 at 800°C // Nuclear Engineering and Design. 2016. V. 306. P. 177–185. DOI: 10.1016/j.nucengdes.2016.04.042

[18] Mohta K., Gupta S.K., Cathirvolu S., Jaganathan S., Chattopadhya J. High temperature deformation behavior of Indian PHWR Calandria material SS 304L // Nuclear Engineering and Design. 2020. V. 368. 110801. DOI: 10.1016/j.nucengdes.2020.110801

[19] Reis D.A.P., Silva C.R.M., Nono M.C.A., Barboza M.J.R., Piorino Neto F., Perez E.A.C. Effect of environment on the creep behavior of the Ti-6Al-4V alloy // Materials Science and Engineering: A. 2005. V. 399, No. 1–2. P. 276–280.
DOI: 10.1016/j.msea.2005.03.073

[20] Terada Y., Murata Y., Sato T., Morinaga M. Analysis of creep rupture life of Mg-Al-Mn alloy produced by die-casting // Materials Chemistry and Physics. 2011. V. 128, No. 1–2. P. 32–34.
DOI: 10.1016/j.matchemphys.2011.03.030

[21] Terada Y., Itoh D., Sato T. Creep rupture properties of die-cast Mg-Al-Ca alloys // Materials Chemistry and Physics. 2009. V. 113, No. 2–3. P. 503–506. DOI: 10.1016/j.matchemphys.2008.09.015

[22] Назаров В.В. Определение характеристик ползучести при растяжении и кручении медных трубчатых образцов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2013. Т. 79, № 8. С. 60–61. EDN: QYYZHX

[23] Назаров В.В. Механические характеристики ползучести титанового сплава ВТ1-0 при растяжении и кручении трубчатых образцов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2017. Т. 83, № 2. С. 66–68. EDN: XWZOOV

[24] Kobayashi H., Ohki R., Itoh T., Sakane M. Multiaxial creep damage and lifetime evaluation under biaxial and triaxial stresses for type 304 stainless steel // Engineering Fracture Mechanics. 2017. V. 174. P. 30–43. DOI: 10.1016/j.engfracmech.2017.01.001

[25] Sakane M., Kobayashi H., Ohki R., Itoh T. Creep void formation and rupture lifetime in multiaxial stress states // Key Engineering Materials. 2019. V. 795. P. 159–164.
DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM.795.159

[26] Himeno T., Chuman Y., Tokiyoshi T., Fukahori T., Igari T. Creep rupture behaviour of circumferentially welded mod. 9Cr-1Mo steel pipe subject to internal pressure and axial load // Materials at High Temperatures. 2016. V. 33, No 6. P. 636–643.

АНАЛИЗ СВЯЗЕЙ ПРЕДЕЛА УСТАЛОСТИ МЕТАЛЛОВ С ИХ МЕХАНИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

А.П. Солдатенков[1,2], А.А. Шанявский[1,2]
[1] ИАП РАН, Москва,
[2] Авиарегистр России, Московская область, Химки

Проведен статистический анализ связей предела усталости с механическими характеристиками при статическом растяжении. Рассмотрены отечественные авиационные материалы и зарубежные конструкционные материалы на различной основе. В качестве уравнений связи использованы простые однопараметрические соотношения (линейные, степенные, экспоненциальные и в виде полинома второй степени). Получены уравнения связи для общей совокупности материалов и для групп материалов отдельно по разным основам сплавов. Для титановых и никелевых сплавов связь предела усталости с механическими характеристиками при растяжении отсутствует.

INTERRELATION BETWEEN METAL FATIGUE LIMIT AND MECHANICAL CHARACTERISTICS UNDER STATIC LOADING CONDITIONS

A.P. Soldatenkov[1,2], A.A. Shanyavskiy[1,2]
[1] ICAD RAS, Moscow, Russia
[2] Aviation register of the Russian Federation, Khimki, Moscow region, Russia

A statistical analysis of the relationship between the fatigue limit and mechanical characteristics under static tension is performed. Domestic aviation materials and foreign structural materials on various bases are considered. Simple one-parameter relations (linear, power, exponential, and quadratic polynomial) are used as correlation equations. Correlation equations are obtained for the total set of materials and for groups of materials separately for different alloy bases. For titanium and nickel alloys, there is no relationship between the fatigue limit and the mechanical characteristics under tension.

1 Введение

Широко используемыми критериями определения предельного состояния деталей эксплуатируемой авиационной техники являются: безопасный ресурс, безопасное повреждение и безопасное разрушение [1]. Обеспечение безопасного ресурса детали базируется на концепции отсутствия ее разрушения в течение назначенного конструктором ресурса. Для оценки безопасного ресурса используется характеристика материала, называемая его пределом усталости, поскольку считается, что при напряжениях ниже этой величины усталостного разрушения материала не происходит [2].

Определение значения предела усталости материала сопряжено с большими затратами на время испытаний и количество образцов. Оценка силовых характеристик материалов при статическом нагружении требует использования гораздо меньшего количества образцов и времени на испытания. В связи с этим, предпринимались многочисленные попытки установления соотношений связи предела усталости с механическими характеристиками при статическом нагружении (предел прочности, предел текучести, относительные удлинения и сужения, модуль упругости, твердость по Виккерсу, Роквеллу, Бринеллю и т.д.) [3-11]. Наличие указанной связи позволяет получать предварительную оценку диапазона напряжений для определения предела усталости без проведения длительного эксперимента.

Анализ литературных данных показал, что наиболее широко известные и применяемые соотношения прогноза предела усталости от указанных параметров представляют собой простые однопараметрические зависимости от предела прочности материала [3-5,11]. Соотношение связи в виде линейной зависимости от предела прочности для отечественных материалов ($\sigma_{-1} = \alpha \cdot \sigma_B$) было получено в работе [3], где коэффициент пропорциональности α для сталей принимает значение в диапазоне 0,4-0,6, для алюминиевых сплавов изменяется в интервале от 0,25 до 0,4, для латуней – от 0,3 до 0,4, бронз – от 0,3 до 0,5. Для зарубежных сталей было получено соотношение связи с пределом прочности [4], в котором коэффициент пропорциональности $\alpha = 0,5$ для сталей с $\sigma_B \leq 1400$ МПа и $\sigma_{-1} = 700$ МПа при $\sigma_B > 1400$ МПа. В

последующем указанное выше соотношение было уточнено [5] с использованием большего массива данных и приобрело вид $\sigma_{-1} = 0{,}38 \cdot \sigma_B$. При рассмотрении отдельно совокупностей чугунов, деформируемых и литых алюминиевых и деформируемых медных сплавов отмечается [4], что диапазон изменения α составляет от 0,35 до 0,5. Однако для всей совокупности проанализированных материалов на разной основе коэффициент пропорциональности α принимает значения от 0,25 до 0,65 [4].

Таким образом, существует неоднозначность для оценки предела усталости по значениям механических характеристик при статическом нагружении.

2 Материалы и методика анализа

Для анализа связей предела усталости при симметричном нагружении (σ_{-1}) с другими механическими характеристиками, полученными при статическом растяжении, были использованы впервые данные по отечественным авиационным материалам [12] и зарубежным конструкционным материалам [13,14]. Общее количество материалов и их состояний составило 517, включающих сплавы на основе Fe, Al, Cu, Ti, Ni и Mg. Рассматривались характеристики, полученные только при комнатной температуре.

В качестве соотношений для прогноза величины предела усталости были использованы следующие механические характеристики, определяемые по стандарту при статическом растяжении: предел прочности (σ_B), условный предел текучести ($\sigma_{0,2}$) и предел пропорциональности ($\sigma_{ПЦ}$). Для графиков величины σ_{-1} от σ_B, $\sigma_{0,2}$ и $\sigma_{ПЦ}$ были получены аппроксимирующие зависимости в виде линейных, экспоненциальных, степенных соотношений, а также полинома второй степени. Если коэффициент достоверности аппроксимации для полученной зависимости принимал значение меньше 0,5, то такую зависимость исключали из дальнейшего рассмотрения как имеющую очень слабую связь для рассматриваемых характеристик. Дальнейший анализ полученных на первом этапе соотношений проводили с помощью методики [14], которая, вкратце, может быть описана следующим образом. Прогнозируемые значения предела усталости (σ_{pre}), полученные с использованием аппроксимирующего соотношения, представляли в виде вариационного ряда, для которого затем строили функцию распределения вероятности в виде лог-логистического распределения согласно [15] для аргумента $x = (\sigma_{pre})/(\sigma_{exp})$, содержащего известное значение предела усталости (σ_{exp}):

$$F(x) = \frac{x^p}{k^p + x^p}, x > 0, k > 0, p \geq 1 \qquad (1)$$

где p – параметр формы; k – параметр масштаба распределения.

Выражение для функции плотности вероятности имеет вид:

$$f(x) = \frac{pk^p x^{p-1}}{(k^p + x^p)^2}, x > 0, k > 0, p \geq 1 \qquad (2)$$

Далее проводили сравнение функций плотности вероятности аппроксимирующих соотношений между собой согласно двум критериям. Наиболее достоверным принимался прогноз предела усталости с помощью соотношения, для которого функция плотности вероятности имеет наибольший пик и указанный пик совпадает или располагается наиболее близко к величине аргумента $x = (\sigma_{pre})/(\sigma_{exp}) = 1$, что соответствует совпадению прогнозируемого (σ_{pre}) и полученного экспериментально (σ_{exp}) значения предела усталости.

3 Результаты анализа

Для рассматриваемой совокупности материалов безотносительно их основы линейные соотношения по сравнению с остальными видами соотношений имеют наивысшие значения коэффициента достоверности аппроксимации (**Рис. 1**).

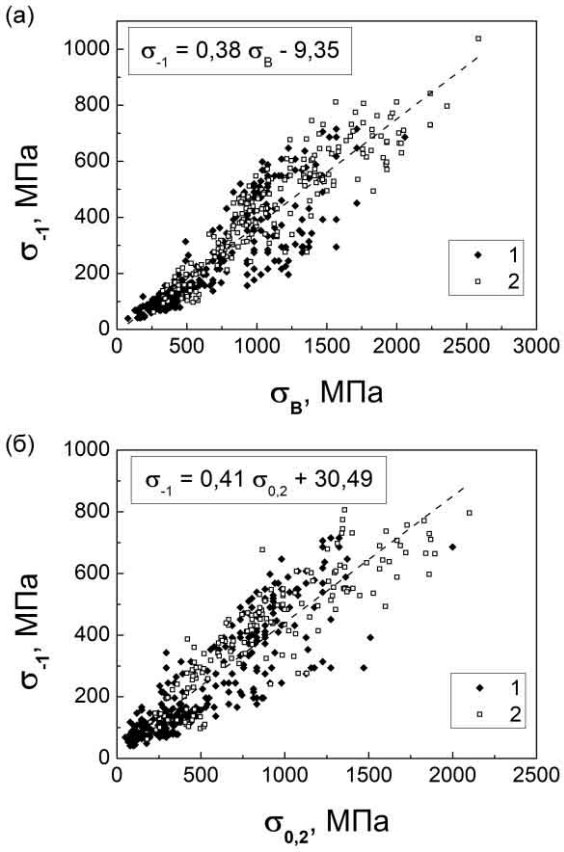


Рис. 1. Графики величины предела усталости от (а) предела прочности и (б) предела текучести для отечественных 1 [12] и зарубежных 2 [13,14] материалов

Сравнение между собой функций плотности вероятности рассматриваемых соотношений $\sigma_{-1} = f(\sigma_i)$, где σ_i – σ_B, $\sigma_{0,2}$ или $\sigma_{ПЦ}$, показало, что наилучший прогноз величины предела усталости получен с использованием предела прочности материала (**Рис. 2**).

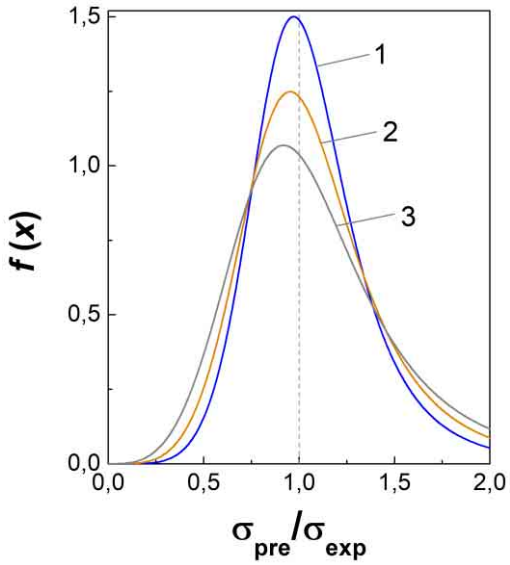


Рис. 2. Функции плотности вероятности $f(x \equiv (\sigma_{pre})/(\sigma_{exp}))$ прогноза предела усталости, полученные на основе σ_B (1), $\sigma_{0,2}$ (2) и $\sigma_{ПЦ}$ (3) для исследуемой совокупности материалов

Разделение всей совокупности материалов по группам с одинаковой основой сплавов позволило получить следующие результаты. Для материалов на основе Fe и Al уравнения связи представляют собой линейные соотношения в виде прямой пропорциональности от предела прочности. Для сплавов на основе Cu и Mg наилучший прогноз величины предела текучести дает использование линейной зависимости со смещением от пределов прочности и текучести, соответственно. Применительно к группам титановых и никелевых сплавов выявлено отсутствие корреляционных связей с рассматриваемыми механическими характеристиками при растяжении, что выражается в низких значениях коэффициента достоверности аппроксимации. Вероятно, это связано с тем, что титановые сплавы имеют сложную структуру и различные фазовые состояния, а никелевые сплавы реализуют облегченное скольжение в пределах нескольких крупных зерен. Для понимания отсутствия корреляционных связей указанных сплавов требуется использование большего количества данных усталостных и статических испытаний.

Было проведено сравнение результатов прогноза величины предела усталости на основании полученных в работе уравнений связи для сталей, а также алюминиевых и медных сплавов с результатами прогноза на основании уравнений, обуждаемых во введении. Установлено, что для рассматриваемого набора материалов использование предложенных ранее уравнений дает больший разброс величины предела усталости по сравнению с уравнениями, полученными в настоящей работе.

Таким образом, для отечественных авиационных и зарубежных конструкционных материалов величину предела усталости можно оценить по данным статического растяжения стандартных гладких образцов, используя следующие уравнения:

$\sigma_{-1} = 0{,}38 \cdot \sigma_B - 9{,}35$ – для сплавов на основе Fe, Al, Cu, Ti, Ni и Mg;

$\sigma_{-1} = 0{,}41 \cdot \sigma_B$ – для сталей;

$\sigma_{-1} = 0{,}29 \cdot \sigma_B$ – для алюминиевых сплавов;

$\sigma_{-1} = 0{,}18 \cdot \sigma_B + 57{,}82$ – для медных сплавов.

Следует отметить, что прогнозируемая согласно приведенным выше уравнениям величина предела усталости в некоторых случаях была завышена по сравнению с действительным значением, полученным при усталостных испытаниях. Однако количество таких случаев мало по отношению к общей совокупности материалов.

3 Заключение

Проведен статистический анализ уравнений связи предела усталости с механическими характеристиками при статическом растяжении для отечественных авиационных и зарубежных конструкционных материалов на основе Fe, Al, Cu, Ti, Ni и Mg. Получены выражения для оценки величины предела усталости для всей рассмотренной совокупности материалов и отдельно для разных основ сплавов. Наиболее сильная корреляционна связь величины предела усталости установлена с пределом прочности по сравнению с другими рассмотренными стандартными характеристиками, определяемыми при статическом растяжении.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 23-19-00640).

Список использованных источников

[1] Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций: Синергетика в инженерных приложениях. Уфа: Монография, 2003. – 804 с.

[2] Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов: Учебное пособие. М.: Наука, 1986. – 560 с.

[3] Трощенко В.Т., Сосновский Л.А. Сопротивление усталости металлов и сплавов. (Справочник в двух

частях.) Киев: Наукова Думка, 1987. Часть 1. – 347 с.

[4] Stephens R.I., Fatemi A., Stephens R.R., Fuchs H.O. Metal Fatigue in Engineering. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, 2000. – 494 p.

[5] Roessle M., Fatemi A. Strain-controlled fatigue properties of steels and some simple approximations // Int. J. Fatigue. 2000. Vol. 22, no. 6. P. 495–511.

[6] Manson S.S. Fatigue: A complex subject – Some simple approximation // Exp. Mech. 1965. Vol. 5, no. 4. P. 193–226.

[7] Muralidharan U., Manson S.S. A modified universal slopes equation for estimation of fatigue characteristics of metals // ASME. J. Eng. Mater. Technol. 1988. Vol. 110, no. 1. P. 55–58.

[8] Ong J. An improved technique for the prediction of axial fatigue life from tensile data // Int. J. Fatigue. 1993. Vol. 15, no. 3. P. 213–219.

[9] Meggiolaro M., Castro J.T.P. Statistical evaluation of strain-life fatigue crack initiation predictions // Int. J. Fatigue. 2004. Vol. 26, no. 5. P. 463–476.

[10] Гребеник В.М. Усталостная прочность и долговечность металлургического оборудования. М.: Машиностроение, 1969. – 256 с.

[11] Schijve J. Fatigue of Structures and Materials. Dordrecht: Springer,2009. – 623 p.

[12] Авиационные материалы: Справочник в 9 т. / Под ред. А.Т. Туманова. – М.: ВИАМ, 1973–1975.

[13] Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures. Handbook MIL-HDBK-5J. – Department of defense, 2003. – 1733 pp.

[14] Li J., Qiu Y., Wang H., Wang Z. Evaluation of the Methods for Estimating the Fully Reversed Unnotched Fatigue Limits of Steels // Adv. Mater. Sci. Eng. 2019. Vol. 2019. P. 1–11.

[15] Ashkar F., Mahdi S. Fitting the log-logistic distribution by generalized moments // Journal of Hydrology. 2006. Vol. 328, no. 3-4. P. 694–703.

УПРУГИЕ СВОЙСТВА МОНОКРИСТАЛЛОВ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ

Д.С. Лисовенко[1], А.И. Епишин[2], И.Н. Одинцев[3], Н.В. Петрушин[4], И.Л. Светлов[4]
[1] ИПМех РАН, Москва,
[2] ИСМАН РАН, Черноголовка
[3] ИМАШ РАН, Москва
[4] ВИАМ НИЦ “Курчатовский институт”, Москва

Исследованы упругие свойства монокристаллов жаропрочных никелевых сплавов. В случае сплава ВЖМ7 методом спекл-интерферометрии определены численные значения модуля Юнга и коэффициента Пуассона при комнатной температуре. Для определенных ориентаций образцов выявлен отрицательный коэффициент Пуассона. Для сплава CMSX-4 были измерены упругие константы с помощью метода звукового резонанса в диапазоне температур от комнатной до 1300 °C.

ELASTIC PROPERTIES OF SINGLE CRYSTALS OF NICKEL SUPERALLOYS

D.S. Lisovenko[1], A.I. Epishin[2], I. N. Odintsev[3], N. V. Petrushin[4], I.L. Svetlov[4]
[1] IPMech RAS, Moscow, Russia
[2] ISMAN RAS, Chernogolovka, Moscow Region, Russia VIAM NRC "Kurchatov Institute", Moscow, Russia
[3] IMASH RAS, Moscow, Russia
[4] VIAM NRC "Kurchatov Institute", Moscow, Russia

The elastic properties of single crystals of nickel-base superalloys are investigated. In the case of the VGM7 superalloy, the numerical values of Young's modulus and Poisson's ratio at room temperature were determined by speckle interferometry. A negative Poisson's ratio was found for certain sample orientations. Elastic constants in the temperature range from room temperature to 1300 °C were measured for the CMSX-4 superalloy using the sound resonance method.

1 Введение

Впервые о возможности отрицательного коэффициента Пуассона у реальных анизотропных материалов было сказано в монографии А. Лява, в которой говорилось о пирите FeS_2 с отрицательным коэффициентом Пуассона. В дальнейшем сообщалось об отрицательном коэффициенте Пуассона у кварца, в ферромагнитных пленках (Fe, Ni, Co и пермаллое), сплаве In-Tl, цеолитах, металлических и полимерных пенах. На данный момент известно свыше 450 кристаллических материалов с отрицательным коэффициентом Пуассона [1]. Среди них наибольшее количество кристаллов с отрицательным коэффициентом Пуассона (более 300) обладают кубической анизотропией [2,3]. Материалам и конструкциям с отрицательным коэффициентом Пуассона было присвоено специальное наименование «ауксетики».

2 Материал и методика эксперимента

В настоящей работе были исследованы образцы монокристаллических никелевых жаропрочных сплавов 2-го поколения, CMSX-4 (Cannon-Muskegon), содержащего 3 масс. % рения [4], и ВЖМ7 (ВИАМ) [5]. Определение упругих характеристик сплава ВЖМ7 выполнялось путем испытаний образцов-балок по схеме чистого изгиба. Регистрация деформированного состояния образцов осуществлялась бесконтактным высокоточным методом электронной цифровой спекл-интерферометрии. Упругие свойства монокристаллического суперсплава на основе никеля CMSX-4 были исследованы методом звукового резонанса в температурном интервале от комнатной

температуры до 1300°C. Высокая достоверность результатов была достигнута за счет исследования образцов различной кристаллографической ориентации, возбуждения различных режимов вибрации, а также точного измерения плотности материала и теплового расширения, необходимых для моделирования резонансных частот методом конечных элементов. На основе результатов, полученных в этой работе, и литературных данных были предсказаны упругие константы γ- и γ'-фаз.

3 Результаты экспериментальных исследований

Методом спекл-интерферометрии исследованы упругие свойства монокристаллов никелевого жаропрочного сплава ВЖМ7. Образцы в виде пластин различной кристаллографической ориентации нагружали в условиях чистого сдвига и регистрировали спекл-интерференционные картины.

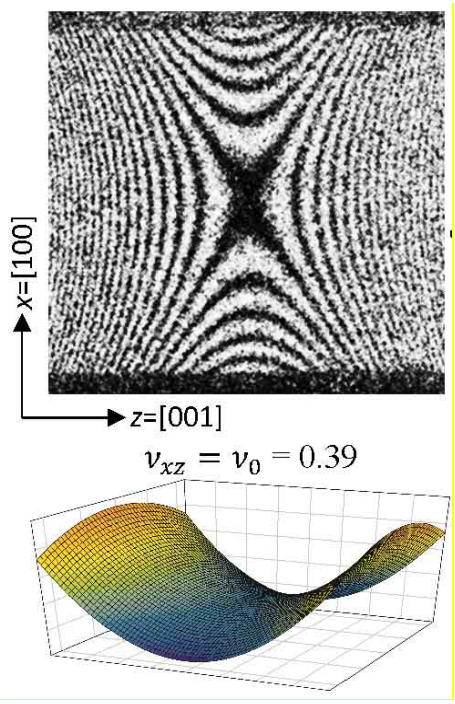


Рис. 1. Спекл-интерференционные картины, зарегистрированные при чистом изгибе монокристаллических пластин сплава ВЖМ7 с положительным коэффициентом Пуассона, см. указанное направление осей *x* и *z*.

Численная обработка интерференционных картин позволила определить величины модуля Юнга в направлениях [001] и [011], E_{001}=138 ГПа и E_{011}=241 ГПа, базовую величину коэффициента Пуассона $\nu_0 = -S_{12}/S_{11} = 0.39$ в системе координат ⟨001⟩, а также минимальные и максимальные его значения ν_{min} = –0.10 и ν_{max}=0.69 при продольном нагружении вдоль [101] и поперечной деформации вдоль $[10\bar{1}]$ и [010], соответственно. С использованием измеренных величин E_{001}, E_{011}, ν_0, ν_{min} и ν_{max} рассчитаны упругие жесткости монокристаллов C_{11} = 264 ГПа, C_{12} = 166 ГПа и C_{44} = 133 ГПа и их упругие податливости S_{11}=7.35 ТПа$^{-1}$, S_{12}=-2.84 ТПа$^{-1}$ и S_{44}=7.52 ТПа$^{-1}$.

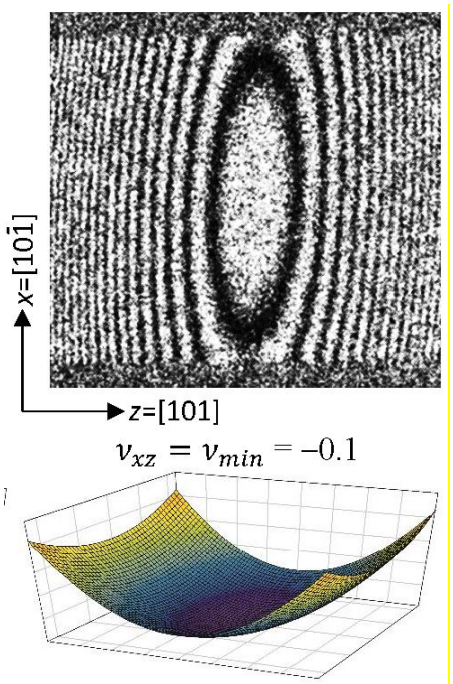


Рис. 2. Спекл-интерференционные картины, зарегистрированные при чистом изгибе монокристаллических пластин сплава ВЖМ7 с отрицательным коэффициентом Пуассона, см. указанное направление осей *x* и *z*.

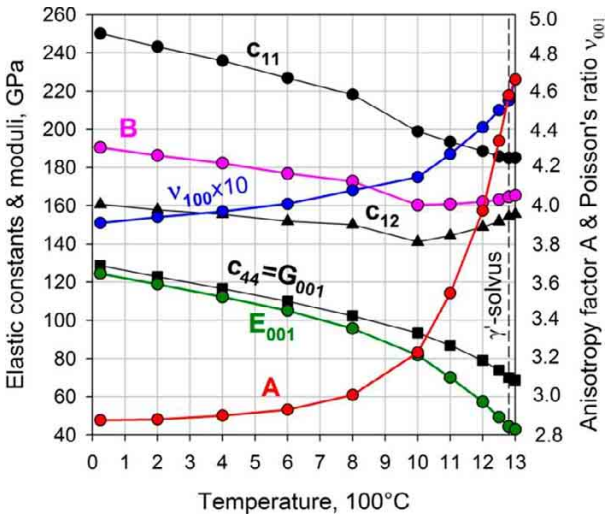


Рис. 3. Температурная зависимость упругих жесткостей $\{C_{11}, C_{12}, C_{44}\}$, модулей Юнга, сдвига и объема соответственно E_{001}, G_{001} и B, коэффициента Пуассона ν_{001} и коэффициента упругой анизотропии Зенера A жаропрочного сплава CMSX-4.

Компоненты коэффициентов жесткости $\{C_{11}, C_{12}, C_{44}\}$ жаропрочного никелового сплава CMSX-4, определялись при температурах от 24 °C до 1300 °C.

Температурные зависимости C_{ij} и других упругих характеристик представлены графически на рис. 3. Из рисунка видно, что модули упругости E_{001}, $G_{001} = C_{44}$ и константа C_{11} монотонно уменьшаются с повышением температуры (упругое размягчение), что является общей тенденцией для упругих твердых тел. Однако другие упругие характеристики изменяются немонотонно, C_{12}, и B, либо заметно увеличиваются, ν_{001} и A.

5 Заключение

Исследованы упругие свойства монокристаллов жаропрочных никелевых сплавов CMSX-4 (Cannon-Muskegon) и ВЖМ7 (ВИАМ). В случае сплава ВЖМ7 методом спекл-интерферометрии определены численные значения модуля Юнга и коэффициента Пуассона при комнатной температуре. Продемонстрировано, что образцы при некоторых кристаллических ориентациях имеют отрицательный коэффициент Пуассона. В случае сплава CMSX-4 были измерены упругие константы с помощью метода звукового резонанса в диапазоне температур от комнатной до 1300 °C.

Работа выполнена по темам Госзадания ИСМАН РАН (номер госрегистрации FFSZ-2025-0003), ИМАШ РАН (FFGU-2024-0020) и ИПМех РАН (номер госрегистрации 124013000674-0).

Список использованных источников

[1] В.А.Городцов, Д.С. Лисовенко. Ауксетики среди материалов с кубической анизотропией. Известия РАН. МТТ. 2020. № 4. С.7-24.

[2] Р.В.Гольдштейн, В.А. Городцов, Д.С. Лисовенко, М.А. Волков. Отрицательный коэффициент Пуассона для кубических кристаллов и нано/микротрубок. Физическая мезомеханика. 2013. Т.16. № 6. С.13-31.

[3] А.И.Епишин, Д.С. Лисовенко. Экстремальные значения коэффициента Пуассона кубических кристаллов. ЖТФ. 2016. Т.16. № 10. С.1516-1524.

[4] K. Harris, G. L. Erickson, S. L. Sikkenga et al., Development of the rhenium-containing superalloys CMSX-4 & CM 186 LC for single-crystal blade and directionally solidified vane applications in advanced turbine engines // Journal of Materials Engineering and Performance. 1993. V. 2. № 1. P. 481–487.

[5] Е.Н. Каблов, Н.В. Петрушин. Компьютерный метод конструирования литейных жаропрочных никелевых сплавов // Литейные жаропрочные сплавы. Эффект С.Т. Кишкина. М.: Наука, 2006. С. 56−78.

[6] А.И. Епишин, Д.С. Лисовенко. Определение изотермических постоянных упругости монокристаллического никелевого жаропрочного сплава в широком температурном интервале. Авиационные материалы и технологии. 2024. № 2 (75). С. 122-136.

ВЛИЯНИЕ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ТИТАНОВОГО ИНТЕРМЕТАЛЛИДНОГО СПЛАВА ВИТ1

Г.А. Салищев[1], В.С. Соколовский[1], Е.И. Ноздрачева[1], К.А. Кярамян[2], Ю.Г. Быков[2]
[1] НИУ «БелГУ», Белгород
[2] Филиал АО «ОДК» «НИИД», Москва

Исследовано влияние деформационно-термической обработки на структуру и механические характеристики сплава на основе орторомбического алюминида титана ВИТ1 в горячекатаном состоянии. Проведено изучение эволюции микроструктуры и механического поведения сплава при горячей деформации в температурном интервале 850–1050 °С. Установлено, что при температуре t = 950 °С, скорости деформации $\dot{\varepsilon} = 5 \cdot 10^{-4} c^{-1}$ и степени деформации ε = 70 % в сплаве, вследствие протекания при горячей деформации процессов рекристаллизации и сфероидизации, формируется микроструктура с размером зерен ~1 мкм, состоящая из β-, α_2- и O-фаз. Всесторонней изотермической ковкой получены заготовки с однородной мелкозернистой структурой и исследовано влияние термической обработки (закалки и старения) на структуру и механические свойства сплава. По результатам предварительного изучения влияния температуры нагрева на структуру и свойства сплава определены интервалы температур закалки и старения.

EFFECT OF ISOTHERMAL DEFORMATION ON THE STRUCTURE AND PROPERTIES OF TITANIUM INTERMETALLIC ALLOY VIT 1

G.A. Salishchev[1], V.S. Sokolovsky[1], E.I. Nozdracheva[1], K.A. Kyaramyan[2], Yu.G. Bykov[2]
[1] Belgorod National Research University, Belgorod, Russia
[2]Branch of JSC "UEC" "NIID", Moscow, Russia

The effect of thermo-mechanical treatment on the structure and mechanical properties of the hot-rolled orthorhombic titanium aluminide alloy VIT1 was investigated. The evolution of the microstructure and mechanical behavior of the alloy during hot deformation in the temperature range of 850–1050 °C was studied. It was established that at a temperature of 950 °C, a strain rate of $\dot{\varepsilon} = 5 \cdot 10^{-4} s^{-1}$ and a strain of ε = 70 %, the microstructure formed during hot deformation, due to the processes of recrystallization and spheroidization, consisted of grains ~1 μm in size, comprising β-, α_2-, and O-phases. Homogeneous fine-grained billets were obtained via multi-directional isothermal forging, and the effect of heat treatment (quenching and aging) on the structure and mechanical properties of the alloy was examined. Based on a preliminary study of the influence of heating temperature on the alloy's structure and properties, the temperature ranges for quenching and aging were determined.

1 Введение

Интерметаллидный сплав ВИТ1 (плотность ρ ~ 5,3 г/см3) на основе орторомбического алюминида титана Ti_2NbAl разработан в ФГУП «ВИАМ» (г. Москва) [1]. Он отличается высокими удельными характеристиками, рабочей температурой до 700 °С и наиболее перспективен для материала рабочих лопаток компрессора высокого давления (КВД) современных газотурбинных двигателей [1; 2]. Сплавы на основе Ti_2NbAl являются деформируемыми и подвергаются горячей ковке и/или прокатке в однофазной β-области [3–5]. В литом состоянии сплав демонстрирует крайне низкие значения пластичности [1]. Горячая ковка или прокатка в β-, затем в (β + α_2)-фазовых областях существенно измельчают структуру, что ведет к одновременному повышению пластичности и прочности [3].

Цель данной работы заключалась в разработке на примере сплава ВИТ1 режимов измельчения структуры изотермической ковкой и термической обработки для обеспечения в нем баланса прочности, пластичности и жаропрочности.

2 Материал исследования

В качестве исследуемого материала была использована горячекатаная плита сплава ВИТ1 на основе орторомбического алюминида титана.

3 Результаты и обсуждение

Для выбора режимов изотермической ковки было исследовано влияние температуры деформации на механическое поведение и эволюцию структуры при одноосном сжатии. В вырезанных из плиты образцах

вытянутые при прокатке зерна были ориентированы параллельно оси деформации (**Рис. 1**, ***в***).

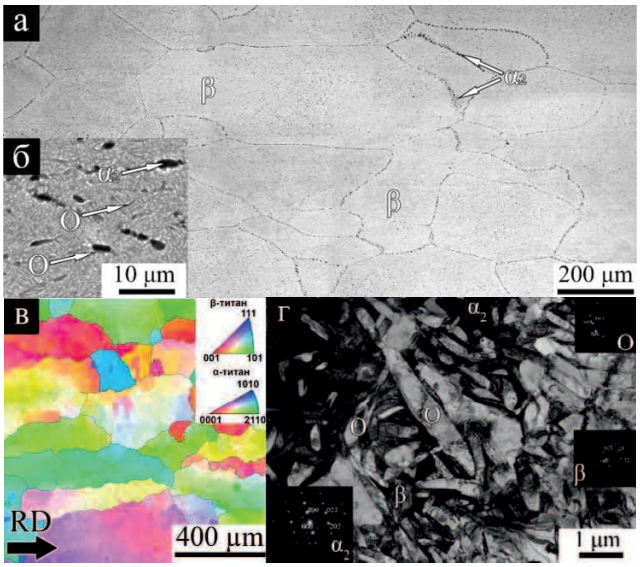
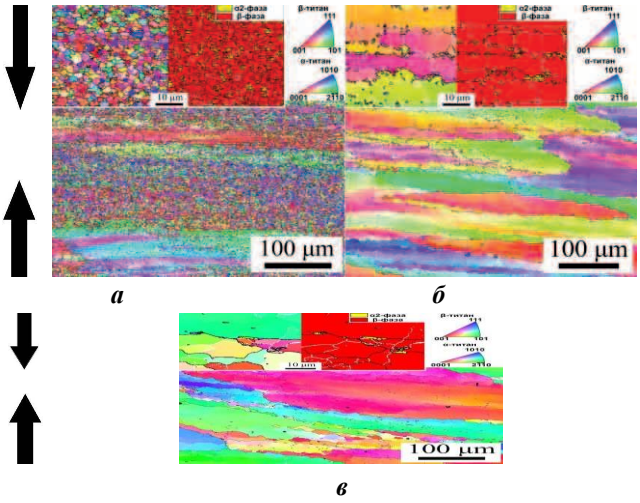


Рис. 1. Микроструктура горячекатаной плиты сплава ВИТ1

а – обзорный снимок СЭМ; ***б*** – увеличенный участок структуры СЭМ; ***в*** – карта обратных полюсных фигур, стрелкой показано направление прокатки; ***г*** – ПЭМ-картины электронной дифракции β-, α_2- и O-фаз

Исследование микроструктуры с помощью EBSD-анализа позволило установить, что исходные зерна в ходе деформации разворачиваются в направлении течения металла, формируя текстуру, которая наиболее острая при пониженных температурах. **(Рис. 2**). Видно, что при t = 950 °C основные структурные изменения протекают преимущественно внутри исходных β-зерен с сильно искривленными границами в результате их миграции (**Рис. 2, *а***).



а ***б***

в

Рис. 2. Микроструктура после деформации сплава ВИТ1 (EBSD IPF-карты)

t, °C: ***а*** – 950, ***б*** – 975, ***в*** – 1000

$\dot{\varepsilon} = 5 \cdot 10^{-4}$ с$^{-1}$, ε = 70 %

Ось деформации ориентирована вертикально

Дальнейшее повышение температуры деформации до 975 °C приводит к полному растворению частиц O-фазы, росту доли β-фазы (89 об. %) и снижению доли α_2-фазы (11 об. %) (**Рис. 2, *б***). В результате этого при деформации превалирует динамический возврат и только на отдельных границах видно их искривление, встречаются новые рекристаллизованные зерна размером около 10 мкм. Средний размер крупных вытянутых зерен β-фазы составляет 160×30 мкм, что заметно меньше, чем в исходном состоянии. Размер частиц α_2-фазы не изменяется и составляет 1,5 мкм. Таким образом, растворение частиц O-фазы, уменьшение количества α_2-фазы и рост температуры ведут к существенному подавлению динамической рекристаллизации в β-фазе, которое выражается в малом количестве новых зерен, и формированию внутри исходных β-зерен преимущественно малоугловых границ (**Рис. 2, *б***). В результате деформации при *t* = 1000 °C микроструктура сплава представлена достаточно крупными вытянутыми зернами β-фазы со средним размером 200×70 мкм и небольшим количеством равноосных зерен α_2-фазы с размером 2 мкм (4 об. %) (**Рис. 2, *в***). Дальнейшее увеличение температуры ведет к заметному росту β-зерен.

Баланс прочности, пластичности и жаропрочности в сплавах на основе орторомбического алюминида титана обеспечивается совокупностью микроструктурных факторов: размером β-зерна, дисперсностью и объемной долей упрочняющих частиц α_2- и O-фаз. Дисперсность и объемная доля O-фазы определяются пересыщенностью легирующими элементами β-фазы, которая существенно зависит от выбранной температуры закалки. Из полученных результатов видно, что полное растворение O-фазы в этом сплаве имеет место при температурах выше 950 °C, поэтому возможные температуры закалки находятся в интервале от 975 °C и выше. Ограничение в температуре очевидно связано с ростом β-зерен, что требует проведения исследования его температурной зависимости.

На **Рис. 3** представлена эволюция микроструктуры закаленного сплава ВИТ1 в процессе старения при 750, 800 и 850 °C в течение 0,5, 6, 48 и 192 часов. Видно, что с увеличением времени старения в β-фазе выделяются игольчатой формы частицы O-фазы и образуются их прослойки по границам зерен. Чем ниже температура старения, тем меньше толщина частиц O-фазы при всех временах выдержки **(Рис. 3)**. С увеличением времени выдержки наблюдается огрубление и сфероидизация частиц O-фазы, а при больших выдержках в нее трансформируются частицы α_2-фазы [6] (**Рис. 3 *ж-м***).

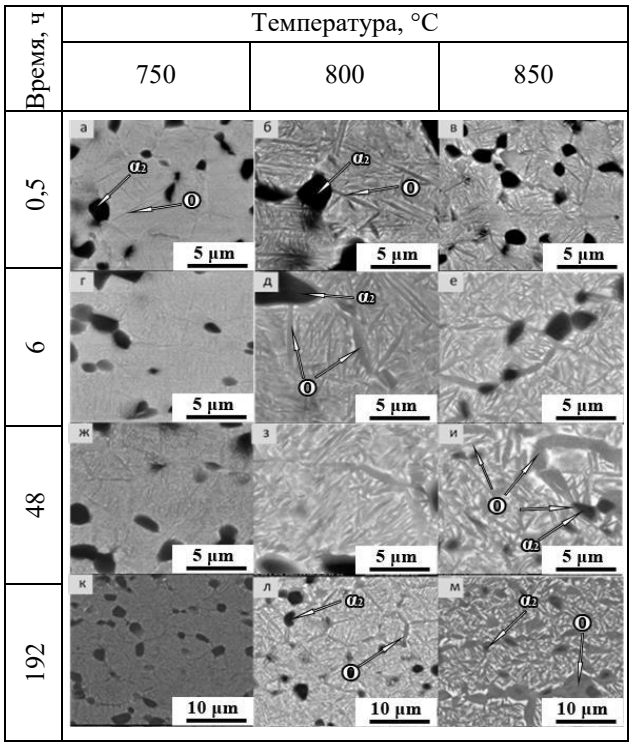


Рис. 3. Микроструктура сплава ВИТ1 после закалки с Т=975°С и старения (СЭМ)

Таким образом, установлено, что в ходе старения наблюдается выделение частиц О-фазы различной дисперсности, которая снижается с ростом температуры и времени выдержки.

Результаты исследования механических свойств сплава на растяжение после термической обработки (закалка с Т=975°С, выдержка 2 часа, старение при Т=750, 800, 850°С, выдержка 6 часов [7]) представлены в таблице.

Таблица - Механические свойства сплава ВИТ1 после ковки и термической обработки

Режим ТО	Размер β-зерен, μm	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_B, МПа	δ, %	Время до разрушения при Т=650°С и σ=380 МПа
$T_{закалки}$=975°С, 2 ч $T_{старения}$=750°С, 6 ч	4	1340±25	1450±30	2,0±0,2	-
$T_{закалки}$=975°С, 2 ч $T_{старения}$=800°С, 6 ч	4	1280±20	1420±30	6,2±0,3	40
$T_{закалки}$=975°С, 2 ч $T_{старения}$=850°С, 6 ч	4	1020±20	1200±25	8,0±0,5	-
$T_{закалки}$=1000°С, 2 ч $T_{старения}$=800°С, 6 ч	6	1230±30	1350±35	6,0±0,4	100
$T_{закалки}$=1025°С, 2 ч $T_{старения}$=800°С, 6 ч	8	1200±30	1300±30	5,9±0,4	170
$T_{закалки}$=1025°С, 4 ч $T_{старения}$=850°С, 6 ч	12	1180±30	1260±30	5,8±0,3	299

Из таблицы видно, что наиболее оптимальным режимом является режим с временем до разрушения 299 часов. Последняя строчка в таблице.

3 Заключение

1. Проведено исследование влияния горячей деформации одноосным сжатием в интервале температур 850-1050°С на механическое поведение и эволюцию структуры сплава ВИТ1 в горячекатаном крупнозернистом состоянии. Показано, что наиболее интенсивное измельчение микроструктуры (средний размер зерен ~1 мкм) имеет место в (α_2+β+O)-фазовой области при Т=950°С вследствие активного протекания процессов динамической рекристаллизации и сфероидизации. При повышении температуры и переходе в (α_2+β)-фазовую область активизация динамического возврата из-за растворения частиц О-фазы ведет к ослаблению в измельчении структуры.

2. Всесторонней изотермической ковкой горячекатаных заготовок сплава ВИТ1 при Т=950°С и суммарной степени деформации 750% получены штамповки с однородной мелкозернистой структурой с размером зерен ~1 мкм. Показано, что однородность микроструктуры может быть повышена предварительным отжигом при Т=1100°С. Исследование температурной зависимости размера зерен в мелкозернистых заготовках сплава выявило постепенный их рост с 4 до 8 мкм в интервале Т=950 - 1025°С (выдержка 2 часа), а начиная с Т=1050°С резкое увеличение до 50 мкм, а при 1100°С до 200 мкм, вызванное уменьшение объемной доли частиц α_2-фазы.

3. Проведено исследование изменения микротвердости и эволюции микроструктуры в ходе старения закаленного сплава. Установлено, что образование на начальной стадии тонкоигольчатых частиц О-фазы ведет к резкому упрочнению закаленного сплава. Увеличение времени старения ведет к разупрочнению, вызванному укрупнением и сфероидизацией частиц О-фазы, а также деградацией α_2-фазы вследствие превращения $\alpha_2 \rightarrow O$.

4. На основании проведенных исследований выбраны интервалы температур закалки 975-1025°С и старения 750-850°С для обеспечения в обработанном всесторонней изотермической ковкой сплаве баланса характеристик прочности, пластичности и жаропрочности. По результатам механических испытаний установлено, что закалка с Т=1025°С, выдержка 4 часа и старение Т=850°С, выдержка 6 часов, позволяет получить наиболее сбалансированный комплекс прочности ($\sigma_{0,2}$=1180 МПа, σ_B=1260 МПа), пластичности (δ=5,8%) и жаропрочности (время до разрушения 299 часов при Т=650°С и σ=380 МПа).

Список использованных источников

[1] Е.Б. Алексеев, Н.А. Ночовная, П.В. Панин. Исследование структуры и фазового состава опытного жаропрочного сплава на основе интерметаллида Ti_2AlNb в деформированном состоянии. ВИАМ М.: Журнал Титан. 2014. № 4.
E.B. Alekseev, N.A. Nochovnaya, P.V. Panin. Investigation of Structure and Phase Composition of Experimental Heat Resistant Alloy Based on Ti_2AlNb Intermetallide in Deformed State. VIAM M.: Journal Titan. 2014. № 4.

[2] Е.Н. Каблов, В.И. Иванов, В.Г. Анташев, Ю.Г. Савельева. Сплав на основе титана и изделие, выполненное из него: Патент 2001125968/02 (РФ). 2003.

[3] X. Sui, G. Wang, Q. Liu, Y. Liu, Y. Chen. Fabricating Ti_2AlNb sheet with tensile strength higher than 1500 MPa by hot packed rolling spark-plasma-sintered pre-alloyed Ti_2AlNb powder at the B2 + O phase field. Journal of Alloys and Compounds. 2021; 876:160110. https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2021.160110.

[4] M. Hagiwara, S. Emura, A. Araoka, B. Kong, and F. Tang. Enhanced Mechanical Properties of Orthorhombic Ti_2AlNb-Based Intermetallic Alloy. METALS AND MATERIALS International. 2003; 9(3):265-272. https://doi.org/10.1007/BF03027045.

[5] W. Wang, W. Zeng, C. Xue, X. Liang, J. Zhang. Quantitative analysis of the effect of heat treatment on microstructural evolution and microhardness of an isothermally forged Ti-22Al-25Nb (at.%) orthorhombic alloy. Intermetallics. 2014; 45:29-37. http://dx.doi.org/10.1016/j.intermet.2013.09.011.

[6] О.Г. Хаджиева, А.Г. Илларионов, А.А. Попов. Влияние старения на структуру и свойства закаленного сплава на основе орторомбического алюминида титана (Ti_2AlNb). Физика металлов и металловедение. 2014; 115(1):14-22.
O.G. Khadzhieva, A.G. Illarionov, A.A. Popov. Effect of aging on structure and properties of quenched alloy based on orthorhombic titanium aluminide Ti_2AlNb. The Physics of Metals and Metallography. 2014; 115:1220. https://doi.org/10.7868/S0015323014010094.

[7] В.С. Соколовский, Е.И. Волокитина, Г.А. Салищев, Ю.Г. Быков, К.А. Кярамян. Способ изготовления лопаток газотурбинных двигателей из сплава на основе алюминида Ti_2AlNb: Патент 2801383 (РФ).
V.S Sokolovskiy, E.I. Volokitina, G.A. Salishchev, Yu.G. Bykov, K.A. Kyaramyan. Method of manufacturing gas turbine engine blades from Ti_2AlNb aluminide-based alloys: Patent 2801383 (RF). 2023. (In Russ.).

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ АКУСТИКО-ЭМИССИОННОГО КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ПРИМЕНИТЕЛЬНО К СВАРКЕ ТРЕНИЕМ С ПЕРЕМЕШИВАНИЕМ

В.А. Быченок[1,2], В.Е. Прохорович[1,2], А.П. Мишачев[3], В.А. Барат[4], И.В. Беркутов[1,2], А.В. Будников[1,2]
[1] Учреждение науки ИКЦ СЭКТ, Санкт-Петербург
[2] Университет ИТМО, Санкт-Петербург
[3] ПАО «ОАК», Москва
[4] ООО «ИНТЕРЮНИС-ИТ», Москва

Несмотря на значительные преимущества сварки трением с перемешиванием (СТП) как передового метода соединения материалов, существует актуальная проблема обеспечения всестороннего и надежного контроля качества получаемых сварных швов. Традиционные методы неразрушающего контроля (НК) не всегда способны эффективно выявлять весь спектр специфических дефектов, характерных для СТП (например, несплошности типа "kissing bond", туннельные дефекты), либо их применение оказывается трудоемким и экономически нецелесообразным, особенно для контроля в реальном времени или для 100% контроля продукции. Это обуславливает необходимость исследования и внедрения для повышения достоверности и эффективности оценки качества соединений СТП альтернативных или дополняющих методов контроля, таких как акустико-эмиссионный (АЭ) метод. В данной работе было опробовано применение АЭ для контроля СТП кольцевых и продольных сварных швов обечайки бака. В процессе сварки посредством АЭ были обнаружены дефекты типа: канал сварного шва, непровар в корне шва, слом сварного инструмента, трение инструмента об оснастку.

INVESTIGATION OF ACOUSTIC EMISSION TECHNOLOGY FOR QUALITY CONTROL IN FRICTION STIR WELDING

V.A. Bychenok[1,2], V.E. Prohorovich[1,2], A.P. Mishachev[3], V.A. Barat[4], I.V. Berkutov[1,2], A.V. Budnikov[1,2]
[1] Engineering and Design Center for Support of the Operation of Space Technology, St. Petersburg
[2] ITMO University, St. Petersburg
[3] PJSC United Aircraft Corporation (PJSC UAC), Moscow
[4] INTERUNIS-IT LLC, Moscow

Despite the significant advantages of Friction Stir Welding (FSW) as an advanced material joining method, ensuring comprehensive and reliable quality control of the resulting welded joints remains a pressing challenge. Traditional non-destructive testing (NDT) methods are often unable to effectively detect the full spectrum of specific defects characteristic of FSW (e.g., "kissing bond" discontinuities, tunnel defects), or their application can be laborious and economically impractical, particularly for real-time monitoring or 100% product inspection. This underscores the need to investigate and implement alternative or complementary inspection methods, such as Acoustic Emission (AE), to enhance the reliability and efficiency of FSW joint quality assessment. This study explored the application of AE for monitoring FSW of circumferential and longitudinal welds in a tank shell. During the welding process, AE successfully detected defects such as: wormhole defects (weld channel), lack of root penetration, tool breakage, and tool friction against the fixture.

1 Введение

Сварка трением с перемешиванием (СТП) – это технология, которая имеет огромные перспективы для применения в космической промышленности. Преимущества в виде снижения веса, повышения надежности и возможности работы с передовыми материалами делают эту технологию критически важной для создания современных и будущих космических систем.

Для широкого и безопасного применения сварки трением с перемешиванием необходимо гарантировать высокий и стабильный уровень качества сварных соединений.

Проблема заключается в отсутствии комплексного и достаточно эффективного подхода к контролю качества сварных соединений, выполняемых методом СТП, который бы позволял с высокой степенью надежности обнаруживать специфические для данного процесса дефекты и оценивать общую целостность шва. [1]

Дефекты получаемые в процессе СТП имеют свою специфику, вытекающую в сложность их выявления. Среди основных можно выделить [2]:

- Туннельный дефект - пустотелый канал, образующийся в результате недостаточного притока материала в зону за пином.
- "Kissing bond" (непровар/неслипание) - дефект, при котором две поверхности плотно прижаты друг к другу, но металлургической связи между ними нет, или она очень слабая. Акустический импеданс на границе такого дефекта очень близок к импедансу сплошного материала,

вследствие чего он плохо определяется традиционными методами НК.

- Грат – дефект, состоящий из излишнего металла, выступающего над границей наружной поверхности шва. или материала, выбрасываемого вдоль границы наружной поверхности шва в процессе сварки.

Большинство этих дефектов очень малы и имеют сложную геометрию. Также мелкозернистая структура шва может вызывать повышенное рассеяния ультразвука, особенно на высоких частотах, что затрудняет выявление мелких дефектов. Именно эти сложности традиционных методов НК и обуславливают актуальность поиска и внедрения альтернативных или дополняющих методов для обеспечения надежной оценки качества сварных соединений, полученных СТП. [3]

Одним из перспективных способов контроля качества СТП является метод акустической эмиссии (АЭ). Ключевой его особенностью является возможность осуществления мониторинга прямо в процессе сварки. [4,5]

2 Основная часть

В настоящей работе были обозначены следующие цели: исследование и определение возможностей применения технологии акустико-эмиссионного контроля для оценки качества и выявления дефектов в сварных соединениях, полученных методом сварки трением с перемешиванием, а также установление корреляционных связей между параметрами АЭ сигналов и характеристиками дефектов для разработки методических основ контроля.

Для достижения данных целей был проведен ряд экспериментов. Проводилась СТП кольцевых и продольных швов обечаек бака диаметром 2900 мм и высотой 1500 мм из материала АМг6. СТП продольных швов двух полуобечаек выполнялась на установке KR001. СТП кольцевых швов (обечайка-обечайка) выполнялась на установке KR003. Экспериментальные исследования проводились на территории ПО «Полет».

При сварке продольных швов преобразователи акустической эмиссии (ПАЭ) устанавливались двумя группами вдоль шва.

При сварке кольцевых швов ПАЭ устанавливались равномерно вдоль шва по кругу двумя группами (первая - для оценки изменения параметров регистрируемых сигналов, вторая - для их локации).

В процессе сварки моделировались ситуации с отступлениями от штатной технологии:

- поднятие пина до 2 мм для создания непровара;
- создание канала сварного шва путем увеличения зазора между кромками;

Также в процессе экспериментальных исследований при отработке технологии СТП методом АЭ были зафиксированы следующие события:

- трение сварочного инструмента об оснастку;
- слом инструмента;
- образование грата.

3 Заключение

Проведенные экспериментальные исследования подтвердили эффективность акустической эмиссии для контроля качества СТП.

Были подобраны оптимальные схемы расстановки ПАЭ. В процессе сварки были обнаружены различные дефекты, характерные для процесса СТП.

Были успешно выявлены методом АЭ следующие дефекты:

- непровар, полученный в результате поднятия пина до 2 мм;
- канал сварного шва, полученный увеличением зазора между кромками;
- трение бурта о прижимы;
- слом инструмента;
- образование грата.

Дальнейшие исследования будут направлены на повышение достоверности и определение минимальных размеров дефектов. Для этого планируется разработка способов постобработки для более точной оценки изменений в спектрах сигналов. Также дополнительной отработки требует локация сигналов для определения оптимального расстояния между ПАЭ, обеспечивающего наиболее точную локацию регистрируемых сигналов АЭ от возникающих дефектов. Также необходимо исследовать большее количество дефектов, характерных для СТП, с целью описания характеристик конкретных источников АЭ (амплитудное распределение, распределение по энергии, частотный спектр, форма волны и т.д.) для более точной дальнейшей идентификации каждого типа дефекта.

Список использованных источников:

[1] S, Senthil Kumar & Narayanan, Syama & Ashok, Sathiaseelan. (2013). Acoustic emission–based monitoring approach for friction stir welding of aluminum alloy AA6063-T6 with different tool pin profiles. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part B Journal of Engineering Manufacture. 227. 407-416. 10.1177/0954405412472673.

[2] ГОСТ ISO 25239-5-2020 Сварка трением с перемешиванием. Алюминий. Часть 5. Требования к качеству и контролю.

[3] Mohammad Ali Fakih, Samir Mustapha, Jaafar Tarraf, Georges Ayoub, Ramsey Hamade, Detection and assessment of flaws in friction stir welded joints using ultrasonic guided waves: experimental and finite element analysis, Mechanical Systems and Signal Processing, Volume 101, 2018, Pages 516-534, ISSN 0888-3270.

[4] Коняшова К.А., Кинжагулов И.Ю., Яковлев Ю.О., Ковалевич А.С., Ашихин Д.С., Алифанова И.Е. Применение лазерно-ультразвукового и акустико-эмиссионного методов неразрушающего контроля на различных этапах дефектообразования при сварке трением с перемешиванием // Дефектоскопия -2020. - № 3. - С. 3-13.

[5] D. Ambrosio, G. Dessein, V. Wagner, M. Yahiaoui, J.-Y. Paris, M. Fazzini, O. Cahuc, On the potential applications of acoustic emission in friction stir welding, Journal of Manufacturing Processes, Volume 75, 2022, Pages 461-475, ISSN 1526-6125.

ВЛИЯНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО СПЛАВА Ti-Ni-Ta НА СТРУКТУРУ И ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ В СПЛАВЕ ВТ6

С.И. Южакова[1,2], М.Г. Остапенко[1,2], Л.Л. Мейснер[1,2]
[1] ИФПМ СО РАН, Томск
[2] НИ ТГУ, Томск

Работа посвящена исследованию структурно-фазового и упруго-напряженного состояний сплава ВТ6 (Ti-6Al-4V) после формирования поверхностного сплава на основе Ti-Ni-Ta. Установлено, что в результате электронно-пучковой обработки и жидкофазного перемешивания системы [пленка $Ti_{50}Ni_{35}Ta_{15}$(ат.%)/ВТ6] на поверхности ВТ6 сплава приводит формирование кристаллического слоя толщиной ~850 нм, который характеризуется мартенситной фазой α′′. После формирования на ВТ6-подложке поверхностного сплава наблюдается высокий уровень сжимающих остаточных напряжений, достигающий значений $\sigma^{I}_{\perp}\approx$-409 МПа. Присутствие тантала и титана в поверхностном сплаве, вероятно, приведет к улучшению его коррозионных характеристик.

EFFECT TI-NI-TA SURFACE ALLOY FORMATION ON THE STRUCTURE AND RESIDUAL STRESSES IN VT6 ALLOY

S.I. Yuzhakova[1,2], M.G. Ostapenko[1,2], L.L. Meisner[1,2]
[1] ISPMS SBR AS, Tomsk, Russia
[2] NR TSU, Tomsk, Russia

This work is devoted to the study of structural-phase and elastic-stress states of the VT6 (Ti-6Al-4V) alloy after the formation of a surface alloy based on Ti-Ni-Ta. It is established that as a result of electron-beam treatment and liquid-phase stirring of the system [Ti50Ni35Ta15(at.%)/VT6 film] on the surface of VT6 alloy leads to the formation of a crystalline layer ~850 nm thick, which is characterized by martensitic phase α′′. After formation of the surface alloy on the VT6 substrate, a high level of compressive residual stresses is observed, reaching values of $\sigma^{I}_{\perp}\approx$-409 MPa. The presence of tantalum and titanium in the surface alloy is likely to improve its corrosion characteristics.

1 Введение

Титановый сплав ВТ6 находит широкое применение в авиастроении благодаря высокой удельной прочности, коррозионной стойкости и высокой термостабильности [1,2]. Тем не менее, эксплуатация в условиях циклических нагрузок, агрессивных сред и высоких температур требует увеличения долговечности материала. Одним из перспективных с точки зрения решения данной проблемы методов выступает модификация поверхности с применением электронно-пучковых технологий [3].

В работах [3,4] был предложен способ поверхностной модификации титановых сплавов путем аддитивного тонкопленочного электронно-пучкового (АТП-ЭП) синтеза на их поверхностях тонких (~0.2-1 мкм) многокомпонентных поверхностных сплавов (ПС) [5]. Такие ПС, не имеющие резкой границы раздела с подложкой, являются перспективной альтернативой функциональным тонкопленочным покрытиям. Наиболее интересными и перспективными, с точки зрения практических приложений, являются покрытия и ПС, которые позволяют улучшать коррозионные свойства материалов, например, формирование модифицированных поверхностных слоев на основе тантала [6]. В то же время, различие структуры и состава поверхностного сплава и материала подложки могут вызывать появление остаточных напряжений в области модификации [7]. Известно, что остаточные напряжения приводят к понижению трещиностойкости поверхностного слоя и преждевременному выходу из строя устройства во время эксплуатации [8]. Поэтому оценки уровня и характера распределения остаточных напряжений, а также поиск способов их снижения являются задачами, которые необходимо решать при использовании электронно-ионно-пучковых обработок.

Таким образом, целью исследования является анализ влияния синтеза поверхностного сплава на основе Ti-Ni-Ta на структурно-фазовое состояние и остаточные упругие напряжения в поверхностных слоях сплава ВТ6.

2 Материалы и методы исследования

Поверхностный сплав на образцах ВТ6 формировали путем чередования операций

магнетронного осаждения пленки состава $Ti_{50}Ni_{35}Ta_{15}$ (ат.%) толщиной 100 нм на ВТ6 подложку, последующего импульсного плавления и жидкофазного перемешивания. Образцы ВТ6 с данным типом ПС далее обозначены [Ti-Ni-Ta]ПС/ВТ6.

Рентгенодифракционные (РД) исследования всех образцов проводили при комнатной температуре на дифрактометре ДРОН8Н в геометрии θ-θ с использованием линейного позиционно-чувствительного детектора MYTHEN 2R 1K. Проведенные исследования выполнены на оборудовании Центра коллективного пользования" НАНОТЕХ" ИФПМ СО РАН (Россия, Томск). Структуру и химический состав образцов ВТ6 изучали на просвечивающем электронном микроскопе JEM 2100.

3 Результаты

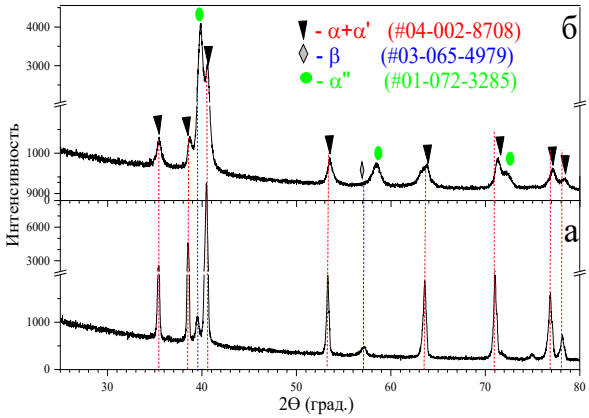


Рис. 1. Рентгенограммы от образцов ВТ6 - исходного (а) и [Ti-Ni-Ta]ПС/ВТ6(б). Симметричная схема съемки, Cu-K_α – излучение

На рисунке 1 представлена дифракционная картина для образцов ВТ6 – исходного (а) и после синтеза поверхностного сплава на основе Ti-Ni-Ta (б). Установлено, что исходный образец характеризуется матричной фазой α-Ti (группа симметрии P63/mmc, символ Пирсона hP8), (~90 об.%) и фазой β-Ti (группа симметрии Im-3m, символ Пирсона cI2), (~10 об.%), что подтверждается данными ПЭМ (рис. 3)

Анализ дифракционных картин от образцов [Ti-Ni-Ta]ПС/ВТ6 показал, что после синтеза ПС наблюдается ряд эффектов. Во-первых, появляются дополнительные рефлексы, соответствующие мартенситной α′′-фазе. Это также подтверждается результатами ПЭМ, приведенными ниже. Во-вторых, рефлексы основной α-фазы смещаются в область больших углов, а также полуширина данных рефлексов увеличивается относительно исходных значений. В-третьих, синтез ПС приводит к уменьшению значения параметров решетки основной α-Ti фазы a=2,9142 Å и c=4,66929 Å, относительно значений a=2,92459 Å и c=4,67197 Å в исходном образце ВТ6.

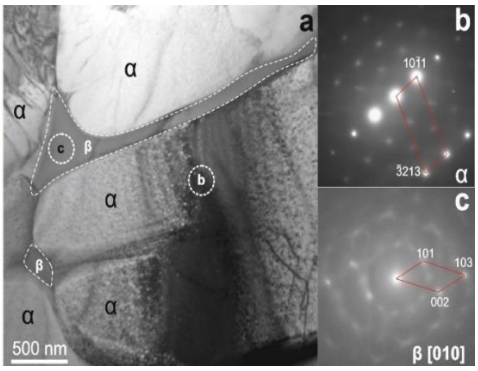


Рис. 2. Светлопольные изображения (a) и микродифракционные картины (b, c) от исходного сплава ВТ6

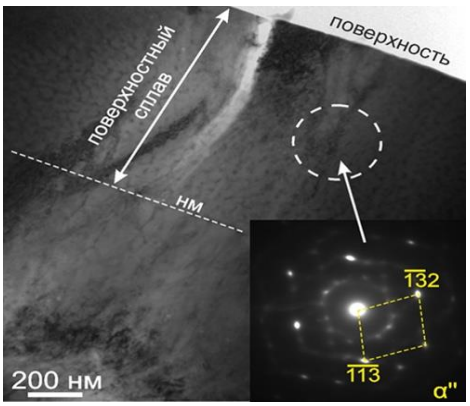


Рис. 3. Светлопольное ПЭМ изображение структуры в поперечном сечении [Ti-Ni-Ta]ПС/ВТ6. Во вставках – микродифракционная картина от отмеченной области

Смещение дифракционных рефлексов и изменение параметров решетки, может быть обусловлено изменением химического состава и наличием в образцах остаточных упругих напряжений, сформированных в результате синтеза ПС. Установлено, что синтез ПС привел к возникновению в подложке из ВТ6 значительных сжимающих (в направлении ⊥ к поверхности облучения) остаточных напряжений 1-го рода, достигающих значений $\sigma^{I}_{\perp}$≈-409 МПа.

Согласно данным электронно-микроскопические исследования образцов исходного (рис. 2) и [Ti-Ni-Ta]ПС/ВТ6 (рис. 3) обнаружено, что толщина синтезированного поверхностного сплава составляет 950 нм. В наружном слое сформировалась преимущественно однофазная структура на основе орторомбической мартенситной фазы a′′. В зоне термического влияния, расположенной под поверхностным

сплавом, обнаруживается мартенситная α″ фаза. Природа появления мартенситных фаз обусловлена легированием поверхностного слоя танталом (до 2 ат. %) и никелем (до 4 ат. %).

4 Заключение

В рамках данного исследования на поверхности сплава ВТ6 был синтезирован поверхностный сплав на основе Ti-Ni-Ta, что привело к формированию модифицированного подслоя в материале подложки ВТ6, характеризующегося образованием мартенситной α″ фазы. Измеренная толщина синтезированного поверхностного сплава составила ~850 нм. Анализ упруго-напряженного состояния показал, что формирование поверхностного сплава на ВТ6-подложке индуцирует высокий уровень сжимающих остаточных напряжений, достигающих значительной величины $\sigma^{I}_{\perp}\approx$-409 МПа. Индуцированные остаточные напряжения могут оказать существенное влияние на трещиностойкость исследуемых материалов, в то время как присутствие тантала в поверхностном сплаве, вероятно, приведет к улучшению его коррозионных характеристик.

Работа выполнена в рамках государственного задания ИФПМ СО РАН, проект FWRW-2021-0003.

Список использованных источников

[1] Kumar N., [et.al.]. Microstructural Heterogeneity and Anisotropy Control of Additive Manufactured Ti-6Al-4V Alloy for Aircraft Components // Journal of The Minerals. – 2023. – Vol. 75. – P. 1695–1709.

[2] Jones R., [et.al.]. Additively manufactured Ti-6Al-4V replacement parts for military aircraft // International Journal of Fatigue, 2019. – Vol. 124. – P. 227–235.

[3] Модификация поверхностных слоев металлических материалов низкоэнергетическими сильноточными электронными пучками / В.П. Ротштейн, Д.И. Проскуровский, Г.Е. Озур, Ю.Ф. Иванов; Сиб. отд. СО РАН. – Новосибирск: СО РАН: Наука, 2019. – 348 с.

[4] Microstructural characterization and properties of a Ti-Ta-Si-Ni metallic glass surface alloy fabricated on a TiNi SMA substrate by additive thin-film electron-beam method / L.L. Meisner, [et al.] // Surface & Coatings Technology. –2020. – Vol. 404.

[5] Microstructural characterization of Ti-Ta-based surface alloy fabricated on TiNi SMA by additive pulsed electron-beam melting of film/substrate system / L.L. Meisner, [et al.] // Journal of Alloys and Compounds. – 2018. – Vol. 730. – Suppl. C. – P. 376-385.

[6] Экспериментальная и теоретическая оценка рентгеноконтрастности тонкомерных образцов никелида титана с микронными покрытиями на основе Ti и Ta / Е.Ю. Гудимова, Л. Л. Мейснер, С. Н. Мейснер, [и др.] // ЖТФ, 2020. – том 90. – вып. 4. – С. 671–677.

[7] Microstructure evolution occurring in the modified surface of 316L stainless steel under high current pulsed electron beam treatment / S. Hao, [et al.] // Applied Surface Science. – 2007. – Vol.253 (12). – P. 5349-5354.

[8] Development and Surface Engineering of TiNi Shape Memory Alloy. Surface Engineering of Modern Materials. / Soni H., [et al] // Springer International Publishing. – P. 33-52.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГРАНУЛОМЕТРИЧЕСКОГО СОСТАВА И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПОЛУФАБРИКАТАХ ИЗ СПЕЧЁННЫХ ПОРОШКОВЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Н.Н. Абрамов, А.С. Политико, В.В. Каширцев
Акционерное общество «Композит», Королёв, Московская область

В современном приборостроении всё более широкое распространение получают порошковые материалы типа САС-1, являющиеся системой из гранул на основе алюминия, легированного кремнием и никелем выше их пределов растворимости, полученных методом быстрой кристаллизации. В процессе спекания гранул при температуре активации поверхностей и под давлением порядка 200 кН в готовых полуфабрикатах образуются остаточные напряжения, негативно влияющие на работоспособность конечного изделия. Исследование выявило, что уровень остаточных напряжений в компактированных заготовках из сплавов типа САС-1 напрямую зависит от глубины залегания, гранулометрического состава порошкового материала, а также количества дефектов.

Аннотация объемом не более 700 знаков должна содержать краткое описание предмета и основные результаты работы. Текст аннотации печатается шрифтом Times New Roman, размер шрифта – 10 пт.

STUDY OF THE INFLUENCE OF GRANULOMETRIC COMPOSITION AND TECHNOLOGICAL PARAMETERS ON THE DISTRIBUTION OF RESIDUAL STRESSES IN SEMI-FINISHED PRODUCTS FROM SINTERED POWDER ALUMINUM ALLOYS

N.N. Abramov, A.S. Politiko, V.V. Kashircev
J SC "Kompozit", Korolev, Moscow Region

In modern instrument making, powder materials of the SAS-1 type are becoming increasingly widespread. They are a system of granules based on aluminum alloyed with silicon and nickel above their solubility limits, obtained by the method of rapid crystallization. During the sintering of granules at the surface activation temperature and under the pressure of about 200 kN, residual stresses are formed in the finished semi-finished products, which negatively affect the performance of the final product. The study revealed that the level of residual stresses in compacted blanks made of SAS-1 alloys directly depends on the depth of occurrence, the granulometric composition of the powder material, and the number of defects.

Изучение остаточных напряжений в спечённых порошковых алюминиевых сплавах позволяет изготавливать полуфабрикаты с высокой степенью пластической деформации, прогнозировать надёжность изготавливаемых деталей, особенно в условиях знакопеременных и вибрационных нагрузок, а также изготавливать изделия с высокими требованиями к геометрическим параметрам и качеству поверхности.

Порошковые материалы типа САС-1 хорошо зарекомендовали себя в качестве материалов для корпусов фото и видеоаппаратуры наблюдения, гироскопов, элементов крепления различной прецизионной техники. Также данные материалы хорошо показывают себя в качестве материалов для поршней двигателей внутреннего сгорания, повышая массогабаритные характеристики, приёмистость, расход и удельную мощность.

Порошковые материалы типа САС-1 представляют собой сложную систему из гранул сплава, легированного кремнием и никелем выше их пределов растворимости, полученных методом быстрой кристаллизации, спечённых при температуре активации поверхностей и под давлением порядка 200 кН. В результате структура получается неоднородной на микро и макроуровне и представляет собой конгломерат различных фаз, заключённых в каркас из оксида алюминия.

В виду особенностей технологического процесса изготовления полуфабрикатов из данных сплавов, в последних образуется широкий спектр остаточных напряжений первого и второго рода, что препятствует изготовлению полуфабрикатов с высоким коэффициентом деформации, снижает предел выносливости, а также значительно усложняет технологию изготовления.

Брикет из гранул САС-1-400 характеризуется наибольшими размерами кристаллов кремния до 30 микрон в длину и до 8-10 микрон в поперечнике (рис. 1).

Брикет из гранул САС-1-50 характеризуется наибольшими размерами кристаллов кремния до 20 микрон в длину и до 6-8 микрон в поперечнике (рис. 2).

Неоднородность порошков и порошковых композиций определяет требования к технологии получения компактных брикетов, а также обуславливает неоднородность распределения остаточных напряжений по объёму полуфабриката.

Дополнительные остаточные напряжения образуются вследствие десорбции водорода из поверхности гранул в процессе спекания с последующим порообразованием.

Информация о распределении остаточных напряжений по объёму компактированной заготовки, их величине и направлении позволяет оценить степень их наследования конечным полуфабрикатом при последующих операциях экструзии, осадки, что обеспечивает изготовление полуфабрикатов сложной конфигурации, а также определить оптимальные режимы термической и механической обработки последних.

Исследование остаточных напряжений производилось методом сверления отверстий диаметром 3-5 мм на фиксированную глубину с шагом 0,1-0,5 мм с фиксацией результатов на камеру высокого разрешения. Дальнейшая обработка производилась с помощью специализированного ПО по методике DIC (Digital Image Correlation).

Исследование выявило, что уровень остаточных напряжений в компактированных заготовках из сплавов типа САС-1 напрямую зависит от глубины залегания, гранулометрического состава порошкового материала, а также количества дефектов.

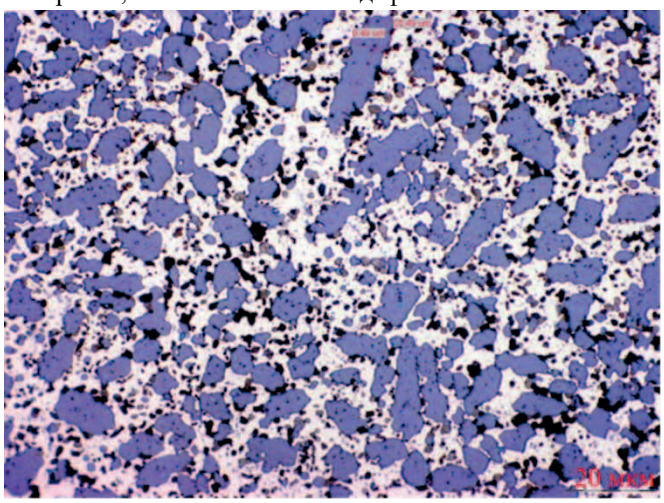


Рис. 1. Структура компактного брикета САС-1-400

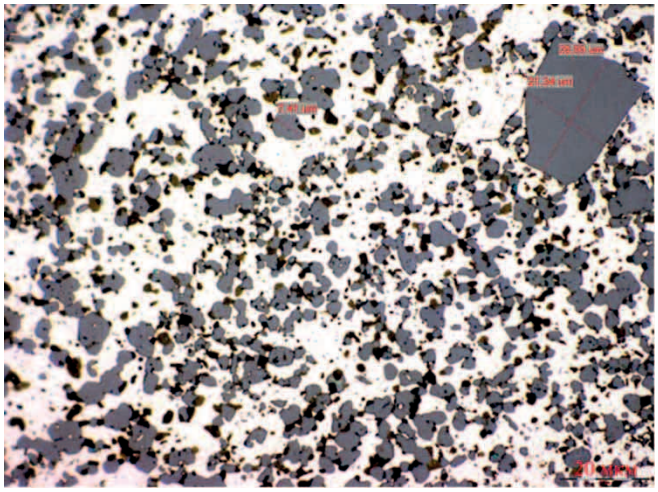


Рис. 2. Структура компактного брикета САС-1-50

Список использованных источников

[1] И.А. Биргер. Остаточные напряжения. 2-е издание. М.: Либроком, 2015. – 234 с. ил.

[2] С.С. Кипарисов, Г.А. Либенсон. Порошковая металлургия. 2-е издание. М.: Металлургия, 1980. – 495 с. ил.

[3] Ж.В. Еремеева, Г.М. Волкогон, Д.М. Ледовской. Современные процессы порошковой металлургии. Электронное издание. М.: Инфра-Инженерия, 2020.

СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫЕ ДЕТАЛИ ИЗ КАРБИДОКРЕМНИЕВЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПОЛУЧЕННЫЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Т.А. Соболева, Е.И. Тимощук, Д.В. Пономарева, Е.В. Васильева, М.Ю. Тимофеев, А.Р. Гареев, И.А. Бубненков

АО «НИИграфит», Москва

Разработаны технологические подходы к созданию сложнопрофильных деталей в виде сотовых конструкций и конструкций со сквозной канальностью. В дальнейшем данные конструкции могут применяться при получении крупногабаритных изделий с несущими карбидокремниевыми каркасами.

COMPOSITE PARTS MADE OF SILICON CARBIDE MATERIALS OBTAINED USING ADDITIVE TECHNOLOGIES

T.A. Soboleva, E.I. Tymoshchuk, D.V. Ponomareva, E.V. Vasilyeva, M.Y. Timofeev, A.R. Gareev, I.A. Bubnenkov

JSC "NIIgrafit", Moscow, Russia

Technological approaches to the creation of complex-profile parts in the form of honeycomb structures and structures with through-channel have been developed. In the future, these structures can be used to produce largesized products with load-bearing silicon carbide frames.

1 Введение

В настоящее время появляется потребность в высокотемпературных конструкционных материалах для сложнопрофильных изделий, способных работать длительное время в условиях окислительной атмосферы, агрессивных сред и механической нагрузки.

Высокотемпературные керамические композиционные материалы, отличаются способностью сохранять свойства при высоких температурах в окислительной среде, хорошей износостойкостью, отличными коррозионными свойствами, малой плотностью, невысоким тепловым расширением, что делает их безальтернативными для применения в теплонагруженных узлах и деталях перспективных изделий [1].

Целью настоящей работы является разработка технологических подходов к созданию сложнопрофильных деталей в виде сотовых конструкций и конструкций со сквозной канальностью.

2 Основная часть

Применение композиционных материалов позволяет направленно влиять на характеристики создаваемых конструкций. Проектирование конструкций из композиционных материалов, высокие требования надежности и нацеленность на снижение массы конструкции побуждает разрабатывать подходы к созданию сложнопрофильных деталей в виде сотовых конструкций и конструкций со сквозной канальностью (рис.1), что особенно актуально в авиационной отрасли.

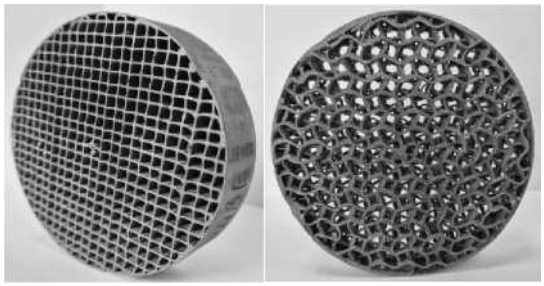


Рис. 1. Образцы карбидокремниевых изделий, напечатанные со сквозной канальностью

В дальнейшем данные конструкции могут применяться при получении крупногабаритных изделий с несущими карбидокремниевыми каркасами.

На рисунке показаны образцы карбидокремниевых изделий, полученных с применением 3D-печати без поддержки с углом нависания 45° (рис. 2). В данном случае использован способ самоподдержки материала в процессе печати.

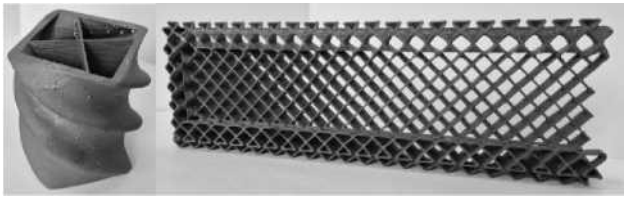


Рис. 2. Образцы карбидокремниевых изделий, полученные с применением 3D-печати без поддержек. Нависающий угол 45°.

В основе предложенной технологии заложен механизм взаимодействия углерода с расплавом кремния для формирования вторичного карбидокремниевого каркаса с использованием углеродных добавок субмикронного размера, а также дискретных углеродных и карбидокремниевых

волокон. Для повышения надежности и прочности композиционных материалов применяется армирование матрицы непрерывными или дискретными волокнами [2,3].

Отработка и дальнейшее совершенствование технологии печати карбидокремниевых изделий аддитивным методом позволит заменить традиционно применяемые в авиационной промышленности детали больших габаритных размеров и сложных конструкций с соответствующим снижением веса.

В наши дни удобство аддитивных технологий является подтвержденным фактом. Аддитивные технологии позволяют существенно сократить время получения готового продукта [4].

В представленной таблице показан уровень свойств, достигнутый на образцах материалов, изготовленных с использованием аддитивной технологии.

№	Характеристики	Результаты
1	Плотность	от 2,9 до 3,1 г/см^3
2	Открытая пористость	не более 3,5 %
3	Содержание свободного кремния	не более 15%
4	Прочность на трёх точечный изгиб при 20 °С	до 277 МПа
5	Прочность на сжатие при 20 °С	от 1000 до 1500 МПа
6	Прочность на сжатие от 800 °С до 1400 °С	от 1200 до 1900 МПа
7	Температурный коэффициент линейного расширения в диапазоне температур от 20 °С до 1600 °С	от 4,2*10^{-6} К$^{-1}$ до 4,9*10^{-6} К$^{-1}$

3 Заключение

В результате работы при помощи аддитивных технологий были получены сложнопрофильные изделия из карбидокремниевых материалов в виде сотовых конструкций и конструкций со сквозной канальностью. Разработанные технологические подходы позволяют производить крупногабаритные изделия сложной геометрии с несущими карбидокремниевыми каркасами, которые трудоемко и затратно изготавливать традиционными методами.

Список использованных источников

[1] Е.Н. Каблов, Д.В. Гращенков, Н.В.Исаева, С.С. Солнцев, В.Г. Севастьянов Высокотемпературные конструкционные композиционные материалы на основе карбида кремния для перспективных изделий авиационной техники // Стекло и керамика. 2012. № 4. С. 7-11.

[2] Yang W., Araki H., Tang C., Thaveethavorn S., Kohyama A., Suzuki H., Noda T. Single-crystal SiC nanowires with a thin carbon coating for stronger and tougher ceramic composites. Adv. Mater. 2005. Vol. 17. Iss. 12. P. 1519—1523

[3] С. Воротыло, Е.А. Левашов, А.Ю. Потанин, П.А. Логинов, Н.В. Швындина Особенности синтеза керамических композитов, дискретно армированных углеродными волокнами и формирующимися в волне горения in situ волокнами карбида кремния // Известия вузов. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. 2020. № 1. С. 41-54.

[4] А.А. Качаев, А.С. Чайникова, В.А. Воронов, П.Б. Мазалов, ЮТ. Лебедева Перспективы применения аддитивных технологий для получения керамических материалов // Аддитивные технологии: настоящее и будущее: матер. VII Международной конференции - М., 2021. С. 149-159.

ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПОЛИЭТИЛЕНА В ТОНКОСТЕННЫХ ОБОЛОЧКАХ

В.В. Юдаев [1], Г.С. Соколов [1], О.В. Скиба [1], В.А. Ломакин [1]
[1] АО «НИИграфит им. С.Е. Вяткина», Москва

Данное исследование посвящено изучению физико-механических свойства изделий, изготовленных методом горячего прессования, штамповки, автоматизированной выкладки-намотки из термопластичных композиционных препрегов на основе различных армирующих наполнителей и полиэтилена средней плотности в качестве матрицы. Особый акцент отводится подбору исходных компонентов, а также потенциалу использования таких материалов при создании обечаек, полимерных армированных труб и иных тонкостенных оболочек. Проведены испытания по определению предела прочности при растяжении, межслоевом сдвиге при нормальных и максимально допустимых температурах для данного типа матрицы. Предложены основные методы модификации технологии с целью достижения лимитирующих значений термомеханических свойств, близких к теоретическим.

THERMOMECHANICAL PROPERTIES OF POLYETHYLENE-BASED COMPOSITE MATERIALS IN THIN-WALLED SHELLS

V.V. Yudaev [1], G.S. Sokolov [1], O.V. Skiba [1], V.A. Lomakin [1]
[1] JSC «NIIgrafit», Moscow, Russia

This study is devoted to the study of the physico-mechanical properties of products made by hot pressing, stamping, and automated laying-winding of thermoplastic composite prepregs based on various reinforcing fillers and medium-density polyethylene as a matrix. Special emphasis is given to the selection of initial components, as well as the potential of using such materials in the creation of shells, polymer reinforced pipes and other thin-walled shells. Tests have been carried out to determine the tensile strength and interlayer shear at normal and maximum allowable temperatures for this type of matrix. The main methods of technology modification are proposed in order to achieve limiting values of thermomechanical properties close to theoretical ones.

Введение

Для композиционных материалов на основе полиэтиленовой (ПЭ) матрицы, предназначенных для изготовления тонкостенных оболочек, термомеханические свойства являются критически важными. Эти свойства определяют поведение материала под нагрузкой в рабочем диапазоне температур, его стабильность размеров, сопротивление деформации и долговечность. Раскроем ключевые аспекты, обозначив ключевые задачи термомеханики для данной области:

1. Повышение жесткости и прочности до уровня, обеспечивающего стабильность тонкой стенки под нагрузкой;
2. Кардинальное снижение ползучести матрицы;
3. Снижение КТР и обеспечение стабильности размеров при температурных колебаниях;
4. Минимизация риска расслоения и обеспечения прочности межфазной границы.

Решение данных задач требует тщательного выбора типа и количества наполнителя, использования компатибилизаторов и оптимизации технологии переработки для получения однородной структуры в тонком сечении. Понимание и управление термомеханическими свойствами таких композитов – основа для создания надежных и долговечных тонкостенных оболочек [1-2].

1. Используемые материалы

В качестве армирующих наполнителей, рассматриваемых в исследовании, выступают двунаправленные ткани из углеродного (УВ) базальтового (БВ) и стеклянных волокон (СВ) (марок SYT-42, ТБК-100, Т10-14 соответственно). Выбор данных марок обусловлен близкими значениями поверхностной плотности и типом плетения полотна с целью сокращения различий в характеристиках (данное ограничение влияет на решение оптимизационной задачи для определения технологических параметров для каждой из технологий формообразования. Так же данные ткани обладают близкими друг к другу значениями критической длины волокна.

Ниже приведены некоторые закономерности, установленные в процессе изысканий относительно обозреваемых наполнителей:

Модуль упругости при растяжении вдоль оси армирования (E_{11}^{+}): резко увеличивается (особенно при использовании волокон: УВ, СВ). Направленное армирование позволяет управлять анизотропией, однако проблемы совмещения с полиэтиленом влияет на герметичность и коэффициент реализации прочности композита. В образцах с недостаточной степенью

совмещения матрицы, высокие физико-механические свойства связаны с работой сухого волокна, что не отвечает свойства композиционного материала [3].

Предел прочности при растяжении и сжатии (σ^+,σ^- соответственно): значительно повышается. Максимальное значение показали образцы из угленаполненного композита. В свою очередь, это повлияло и на размеростабильность.

Коэффициент теплового расширения (КТР) снизился (до 60% во всем измеряемом диапазоне), особенно при использовании волокон с низким КТР (УВ). Значение КТР становится более предсказуемым и близким к КТР наполнителя в направлении армирования.

Ударная вязкость напрямую зависит от межслоевой адгезии и степени совмещения с матрицей. Высокие значения показали базальтопластиковые образцы.

Теплопроводность ($\lambda_{||}$,$\lambda_{\perp}$) увеличивалась в соответствие с аддитивными свойствами композита для значений теплопроводности наполнителей – высокие для УВ, низкие – для БВ.

В качестве матрицы был использован полиэтилен низкого давления ПНД марки 6949, обладающий ключевыми достоинствами:

1. Выраженная склонность к медленной деформации под постоянной нагрузкой, особенно при повышенных температурах.
2. Высокий коэффициент теплового расширения приводит к значительным изменениям размеров при нагреве/охлаждении.
3. Химическая стойкость, что полезно для оболочек в агрессивных средах.

2. Обсуждение экспериментальной части

Изучение вышеуказанных свойств производилось на сегментах кольцевых и плоских образцов (с внутренним диаметром кривизны 150 мм, а также габаритов согласно ГОСТам на испытанния по определению конкретных свойств), вырезанных из сегмента специальной обечайки, выступающей роли пресс-формы, а также оснастки для анализируемых методов создания.

В качестве технологий формообразования рассматривались следующие:

- Термопрессование: изготовление части сегмента обечайки посредством получения композитного пакета монослоев под давлением в пресс-форме. Несмотря на высокую трудоемкость процесса и продолжительность формования, данная технология позволяет получить образцы наиболее высокими физико-механическими свойствами.
- Штампование: подготовка плоской заготовки для переработки в штампе. Отличительными чертами технологии выступили низкая продолжительность процесса (без учета подготовки листа-пакета термопластичного препрега), однако существует некоторая сложность при формовке сопряжений с цилиндрических на плоские поверхности и т.п.
- 3D-печать несмотря на возможность применения с материалами, армированными короткими волокнами, превалирующей объемной долей матрицы и неможет быть взата в сравнительный анализ по физико-механическим свойствам, но упомянута для сравнения эффективности по продолжительности формования.
- Автоматизированная выкладка-намотка является наиболее перспективным с точки зрения сокращения времени изготовления и максимальной эффективности в использовании материала, при этом существует некоторая потеря прочности, но при верном подборе линейной скорости выкладки и выходной мощности лазера, ее можно нивелировать [4].

Сравнительные кривые продолжительности процесса для различных технологий приведены на Рисунке

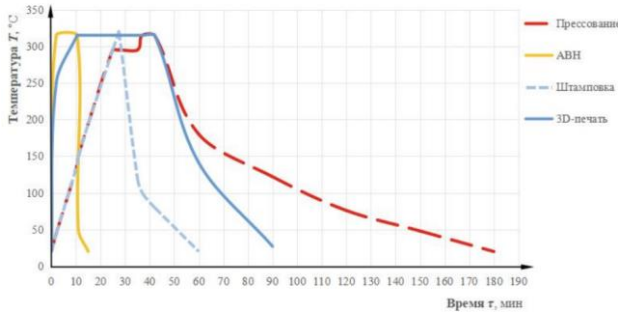


Рисунок. Кривые достижение целых температур и продолжительности процесса образцов при различных технологиях

3 Заключение

Композиты на основе ПЭ матрицы являются перспективным материалом для тонкостенных оболочек благодаря сочетанию легкости, коррозионной стойкости, технологичности и возможности варьировать свойства за счет наполнителей.

На основе проведенных изысканий были определены следующие векторы для развития работ в данном направлении:

- Выбор матрицы ПЭВП, ПЭСП (средней плотности) или ПЭНП (низкой плотности) – компромисс между прочностью, жесткостью, ударной вязкостью и технологичностью. Сшитый ПЭ (PEX) обладает лучшей термостабильностью и сопротивлением ползучести, но сложнее в переработке.
- Выбор наполнителя:

Для максимальной жесткости/прочности предпочтительны углеродные волокна или стекловолокно;

Для снижения стоимости введение модификаторов таких как тальк, мел, стеклянные микросферы. Компатибилизаторы (малеинизированный ПЭ) для улучшения сцепления матрицы с наполнителем (особенно СВ), антипирены, ультрафиолетовые стабилизаторы.

Для снижения КТР и улучшения стабильности предпочтительно использовать углеродные волокна;

Для повышения термостабильности - термостойкие волокна(базальт), слоистые силикаты.

- Метод переработки должен обеспечивать:

1. Максимальную ориентацию волокон в направлении главных нагрузок;

2. Минимальную агломерацию наполнителя;
3. Хорошее сцепление на границе матрица-наполнитель.
Отсутствие внутренних напряжений и дефектов в тонкой стенке.
Каждая из рассмотренных технологий имеет свои серьезные преимущества, но метод автоматизированной выкладки-намотки может стать наиболее востребованным.

Список использованных источников

[1] Алентьев А. Ю., Яблокова М. Ю. Связующие для полимерных композиционных материалов //Алентьев АЮ, Яблокова МЮ-М.: МГУ. – 2010

[2] Стручков А. С. Хладостойкость и особенности сопротивления разрушению нефтегазовых пластмассовых труб //Якутск: Институт неметаллических материалов СО РАН. – 2005.

[3] Кудинов В. В. и др. Сдвиговая прочность композиционного материала, армированного сверхвысокомолекулярными полиэтиленовыми волокнами //Физика и химия обработки материалов. – 2012. – №. 5. – С. 66-70.

[4] Г. С. Соколов, Г. К. Смирнов, А. Р. Гареев, А. А. Белогорлов. ТЕПЛОЕМКОСТЬ И ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ИЗ ТЕРМОПЛАСТИЧНОГО ПРЕПРЕГА // Инженерно-физический журнал. . ТОМ 97, №6. С. 1614.

ПРИМЕНЕНИЕ КОНСТРУКЦИОННОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ ЗАЩИТЫ ЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ОТ ПОТОКОВ ЭЛЕКТРОНОВ, НЕЙТРОНОВ И ПРОТОНОВ

Р.Е. Хвостов[1,2], А.С. Ленковец[1], А.Ю. Олешко[1], В.В. Чеверикин[2]
[1] АО «Композит», Московская область, Королев,
[2] НИТУ МИСИС, Москва

Настоящая работа описывает перспективное направление поиска решения проблемы защиты электронного оборудования от космической радиации. Предложен и описан материал для защиты от радиации, а также способ его получения. Приведены результаты исследований по определению коэффициентов ослабления потоков электронов, нейтронов и протонов. Описаны возможные сферы применения описываемого материала.

APPLICATION OF STRUCTURAL COMPOSITE MATERIAL FOR PROTECTING ELECTRONIC EQUIPMENT FROM ELECTRON, NEUTRON AND PROTON FLOWS

R.E. Khvostov[1,2], A.S. Lenkovets[1], A.Y. Oleshko[1], V.V. Cheverikin[2]
[1] JSC "Kompozit", Moscow region, Korolev, Russia
[2] NUST MISIS, Moscow, Russia

This paper describes a promising direction for finding a solution to the problem of protecting electronic equipment from cosmic radiation. A radiation protection material is proposed and described, as well as a technological method for obtaining it. The results of studies on determining the attenuation coefficients of electron, neutron and proton flows are also presented. Possible areas of application of the described material are described.

1 Введение

Проведение исследований космического пространства является важным показателем уровня развития государства в современном мире и невозможно без постоянного совершенствования конструкций используемых космических аппаратов (КА), а также без поиска новых путей решения существующих в отрасли проблем. В процессе эксплуатации КА и спутники, а также находящееся на борту научное исследовательское оборудование, постоянно находятся под негативным воздействием процессов и явлений, свойственных космической среде. Наиболее вредоносным считается влияние потоков заряженных частиц широким диапазоном энергий, называемых «космическим ионизирующим излучением» или «космической радиацией», приводящее к снижению рабочих характеристик КА, выходу из строя бортового оборудования и износу внешней обшивки. [1]. Существенный вред электронной аппаратуре КА, находящейся вне основного корпуса КА (например, различным датчикам, закрепленным на фюзеляже) наносят так называемые нейтроны альбедо атмосферы Земли. Они образуются в результате взаимодействия солнечных и галактических космических лучей с верхними слоями атмосферы, отражаясь обратно в космическое пространство. Энергия нейтронов альбедо может сравниться с энергией тепловых нейтронов. Воздействие электронов и протонов также оказывает негативное влияние на КА. [2]

2 Особенности защиты от космической радиации

Перспективным направлением является применение для защиты от радиации композиционных материалов, каждая составная часть которых решает конкретную задачу. Например, для замедления быстрых нейтронов до тепловых применяются материалы с малым массовым числом: водород, бериллий, графит и пр. Для поглощения тепловых нейтронов применяются материалы с большим сечением захвата нейтронов: бор, кадмий, гадолиний и пр. А для отражения образующегося в результате поглощения нейтронов у-излучения - применяются высокоплотные материалы: свинец, вольфрам, кадмий и др. [3]

Защита от радиации в космосе отличается от методов, используемых на Земле. Основными требованиями к материалам для защиты от «космической радиации» являются низкая плотность, высокие физико-механические характеристики и долговечность.[1]

Применение полимерных композиционных материалов, таких как углепластики и бороластики

затруднено, вследствие частых перепадов температур, приводящих к изменению геометрии, потере прочности, а также деструкции материала при длительном использовании [4]. Для решения этой проблемы, перспективным направлением является разработка и применение металломатричных композиционных материалов, упрочненных борным волокном, например, разработанного еще в 80-е года боралюминия, поскольку содержит в себе как легкие элементы для защиты от протонов, так и тяжелые для торможения электронов. Боралюминий состоит из алюминиевого сплава и борных волокон диаметром 140 мкм в состав которых входит вольфрамовая нить диаметром 12-13 мкм. Армирование алюминиевой матрицы непрерывными волокнами позволяет существенно увеличить его прочность в направлении армирования. Бор - материал с одним из самых больших сечений захвата нейтронов, а волокна на его основе, характеризуются высокой прочностью на растяжение. Борные волокна получают методом химического осаждения бора на подложку, в качестве которой используется вольфрамовая проволока. Вольфрам - материал с высокой плотностью, часто применяемый для защиты от ионизирующего излучения. Равномерное распределение борных волокон в алюминиевой матрице позволит получить композит с комбинацией свойств необходимых для удовлетворительной радиационной защиты.

3 Заключение

Целью данной работы являлось получение радиационно-стойкого композиционного материала, пригодного для применения в условиях космического пространства.

В работе описана типовая схема получения боралюминия, адаптированная для получения композиционного материала с разными углами армирования матрицы борными волокнами. Проведены исследования механических свойств материала и коэффициентов ослабления потоков электронов, протонов и нейтронов, демонстрирующие увеличение радиационной стойкости композита почти в 3 раза по сравнению с алюминиевыми сплавами.

Список использованных источников

[1] Л.С Новиков. Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов. Учебное пособие. М.: Университетская книга, 2010. - 192 с.

[2] В.В. Кадилин, Е.В. Рябева, В.Т. Самосадный. Прикладная нейтронная физика. Учебное пособие. М.: НИЯУ МИФИ, 2011. - 124 с.

[3] Б.М. Ма. Материалы ядерных энергетических установок. - М.: Энергоатомиздат, 1987. - 408 с.

[4] А.Р. Бирман, А.Ю. Степанов, А.А. Тамби. Древесина в ядерной энергетике. Бюллетень Ассоциации «ЛЕСТЕХ». - 2021. - №4. - С. 38-40.

II Межотраслевой семинар памяти профессора, д.т.н. Т.Д. Каримбаева
«Применение композиционных материалов в авиа и двигателестроении»
Москва, Россия, 1-3 декабря 2025 г.

ИССЛЕДОВАНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ МАТОВ ПРОШИВНЫХ В УСЛОВИЯХ СЖАТИЯ ПОСЛЕ ТЕРМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

А.В. Медведев

АО «НПО Стеклопластик», Москва

Гибкая теплозащита из матов прошивных востребована в системах тепловой защиты ответственного энергетического оборудования. Основным элементом прошивного мата является волокнистый мат, получаемый по технологии производства нетканых материалов. Одним из важных свойств матов прошивных являются механические свойства, полученные при испытаниях в условиях сжимающих нагрузок в нормальных условиях и после воздействия высоких температур. Для изучения механических свойств проведены эксперименты по сжатию матов при комнатной температуре 23±2 ^{O} С и после воздействия температур в диапазоне от 500 до 800 ^{O} С.

STUDIES OF THE MECHANICAL PROPERTIES OF SEWING MATS UNDER COMPRESSION CONDITIONS AFTER THERMAL EXPOSURE

A.V. Medvedev

NPO Stekloplastic JSC, Moscow, Russia

Flexible thermal protection made of firmware mats is in demand in thermal protection systems for responsible energy equipment. The main element of the sewn blankets is a fibrous mat produced using non-woven fabric production technology. One of the important properties of sewing mats is the mechanical properties obtained during tests under compressive loads under normal conditions and after exposure to high temperatures. To study the mechanical properties, compression blankets experiments were carried out at room temperature 23± 2 ° C and after exposure to temperatures in the range from 500 to 800 ° C.

1 Введение

Гибкая теплозащита из матов прошивных в низкой плотности на основе многослойных волокнистых матов из кварцевых материалов отечественного производства востребована для тепловой защиты металлургического и энергетического оборудования в диапазоне температур от 500 до 800 ° С. Маты прошивные представляют собой волокнистый мат, облицованный с двух сторон тканью и прошитый нитью. Прошивка матов осуществляется на швейных машинах промышленного назначения. Основным элементом прошивного мата является наполнитель в виде волокнистого мата, получаемого по технологии производства нетканых материалов.

При проектировании волокнистых матов необходимо использовать комплексную оценку свойств, позволяющую прогнозировать поведение материала в условиях производства и эксплуатации. В процессе производства и эксплуатации волокнистые маты подвергаются многократной деформации сжатия [1, 2, 3]. В связи с этим необходимо исследовать механические свойства матов прошивных в условиях деформации сжатия после термического воздействия.

Целью работы является исследование механических свойств матов прошивных в условиях деформации сжатия после термического воздействия в диапазоне температур от 500 до 800 ° С.

Механические свойства волокнистых матов при сжатии — это характеристики, которые показывают, как материал реагирует на нагрузку при сжатии и включают:

— прочность на сжатие при 10%-ной линейной деформации;

— сжимаемость.

2 Материалы и методы

В образцах, подготовленных для проведения теплофизических испытаний, верхний и нижний слой – ткань кремнеземная марки КТ-11-ТО, волокнистый мат – кварцевое штапельное волокно марки ТКВ с номинальным диаметром волокон, равным 2 мкм и прошивная нить К11С6-180 – серийная продукция АО «НПО Стеклопластик». Количество образцов равно пяти для каждой серии. Размер образцов 100х100 мм. Описание образцов и температура нагрева представлены в таблице 1.

Таблица 1. Материал, толщина и плотность матов прошивных

Номер серии	Количество образцов, шт.	Температура нагрева образцов, ^{O} С	Толщина при формировании, мм	Плотность волокнистого мата, кг/м^3	Плотность мата прошивного, кг/м^3
1	5	без нагрева	8	50,19	122,11
2	5	500	8	51,46	123,95
3	5	600	8	52,96	125,45
4	5	700	8	51,21	123,36
5	5	800	8	49,75	122,25
6	5	без нагрева	12	61,1	109,16
7	5	500	12	60,75	109,08
8	5	600	12	62,83	111,17
9	5	700	12	62,50	110,83
10	5	800	12	62,25	110,58

Нагрев образцов проводился в муфельном шкафу методом термоудара, при котором образцы помещались в муфельный шкаф, нагретый до заданной температуры в диапазоне равной от 500 до 800 ^{O} С с шагом 100 ^{O} С и выдержкой 60 минут. После выдержки в течение заданного времени образцы извлекались из шкафа и охлаждались на воздухе. Исследование механических свойств матов прошивных после термического воздействия проводилось по ГОСТ 17177-94.

3 Результаты и обсуждения

Прочность на сжатие при 10%-ной линейной деформации характеризует способность материала противостоять сжимающему усилию, при котором его толщина уменьшается на 10%. Это значение показывает, какое усилие необходимо приложить, чтобы вызвать данную деформацию. Сущность метода испытаний заключается в измерении значения сжимающих усилий, вызывающих деформацию образца по толщине на 10%. Прочность на сжатие при 10 %-ной линейной деформации σ_{10} вычисляют по формуле:

$$\sigma_{10} = \frac{P}{lb} \quad (1)$$

где P — усилие при 10 %-ной линейной деформации, Н;
l — длина образца, мм;
b — ширина образца, мм.

В таблице 2 представлена прочность на сжатие при 10 %-ной линейной деформации образцов матов прошивных.

Таблица 2. Прочность на сжатие при 10 %-ной линейной деформации

Номер эксперимента	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Температура нагрева образцов, ^{O} С	без нагрева	500	600	700	800	без нагрева	500	600	700	800
σ_{10}, Па	1322	936	1025	880	1081	1460	1340	1262	1308	1394

Сжимаемость — это степень изменения толщины мата под удельной нагрузкой. Этот показатель влияет на толщину мата прошивного и требует учёта при расчёте нагрузок в условиях производства и эксплуатации. Сущность метода заключается в измерении величины относительного сжатия образца изделия при воздействии сжимающей удельной нагрузки. Сжимаемость Сж в процентах вычисляют по формуле:

$$C_{ж} = \frac{h-h_1}{h}, \quad (2)$$

где h – толщина образца под нагрузкой 0,5 кг, мм;
h_1 – толщина образца под нагрузкой 2 кг, мм.

В таблице 3 представлены параметры и величина сжимаемости матов прошивных.

Таблица 3. Величина сжимаемости матов прошивных

Номер эксперимента	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Температура нагрева образцов, ^{o}C	без нагрева	500	600	700	800	без нагрева	500	600	700	800
Сжимаемость, %	4,71	12,12	16,95	17,87	12,34	4,53	9,4	9,15	11,25	6,62

4 Заключение

Как можно видеть максимальную прочность на сжатие при 10 %-ной линейной деформации и минимальную сжимаемость имеют образцы, не подвергавшиеся термическому воздействию. Таким образом можно видеть, что прочность и жесткость матов прошивных снижается после термического воздействия. Причем у более плотных образцов указанное снижение менее заметно.

Список использованных источников

[1] А.А. Струк, А.В. Медведев, К.Э. Разумеев. Исследование деформации и пористости кремнеземных тканей и вязально-прошивных полотен из кремнеземных тканей в условиях деформации сжатия/ А.А. Струк, А.В. Медведев, К.Э. Разумеев//Известия вузов. Технология легкой промышленности. – 2024, №4. DOI: 10.46418/0021-3489_2024_68_04_18.

[2] Медведев А.В., М.Я. Гофин. Прошивные маты из кварцевых материалов низкой плотности/ А.В. Медведев, М.Я. Гофин// Известия вузов. Технология легкой промышленности. – 2024, №4. DOI: 10.46418/0021-3489_2024_68_04_20.

[3] Two-dimensional Aerodynamic Loads of Thermal Protection System Considering Different Widths of the Strain Isolation Pad. To cite this article: Yupeng Feng et al 2019 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 626 012008

СОВРЕМЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ген. директор И.Э. Анчевский;
Нач.отд. ФМИ В.В. Ильин
ООО "Мелитэк", г. Москва

Представлен модельный ряд высокоточного испытательного оборудования фирм. Приведен обзор методов работы компании «Мелитэк» при оснащении предприятий и исследовательских учреждений аэрокосмической области промышленности современным испытательным оборудованием. Представлена информация об алгоритмах работы, инновационных подходах компании «Мелитэк» при осуществлении поставок и внедрения современного оборудования для контроля качества авиационных материалов. Приведены доводы в пользу системного подхода при оснащении предприятий аэрокосмической отрасли современным оборудованием для контроля качества и прогнозирования свойств новых материалов.

ГОРЯЧЕЕ ИЗОСТАТИЧЕСКОЕ ПРЕССОВАНИЕ МОНОКРИСТАЛЛОВ НИКЕЛЕВЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ

А.И. Епишин[1], И.Л. Светлов[2], Д.С. Лисовенко[3]
[1] ИСМАН РАН, Черноголовка,
[2] ВИАМ НИЦ “Курчатовский институт”, Москва
[3] ИПМех РАН, Москва

Исследовано влияние изостатического прессования (ГИП) на прочность монокристаллов никелевых жаропрочных сплавов. Показано, что ГИП почти не влияет на высокотемпературную длительную прочность монокристаллов, но значительно повышает их усталостную долговечность при умеренных температурах, до 850 °С. В зависимости от режима ГИПа аннигиляция пор может происходить как путем пластической деформации, так и диффузионно - путем эмиссии вакансий поверхностью поры. Для надежного залечивания пор без повреждения материала ГИП следует проводить при температуре немного выше γ’-солвуса, но ниже солидуса сплава и умеренном значении давления аргона в газостате.

HOT ISOSTATIC PRESSING OF SINGLE CRYSTALS OF NICKEL-BASE SUPERALLOYS

A.I. Epishin[1], I.L. Svetlov[2], D.S. Lisovenko[3]
[1] ISMAN RAS, Chernogolovka, Moscow Region, Russia
[2] VIAM NRC "Kurchatov Institute", Moscow, Russia
[3] IPMech RAS, Moscow, Russia

The effect of hot isostatic pressing (HIP) on the strength of single crystals of nickel-base superalloys has been investigated. It is shown that HIP has almost no effect on the high-temperature long-term strength of single crystals, but significantly increases their fatigue lifetime at moderate temperatures, up to 850 °C. Depending on the HIP conditions, pore annihilation can occur either by plastic deformation or diffusionally - by vacancy emission by the pore surface. For reliable pore healing without the material damage, HIP should be carried out at a temperature slightly above the γ’-solvus but below the alloy solidus and a moderate value of argon pressure in a HIP plant.

1 Введение

Наиболее нагруженные лопатки авиационных газотурбинных двигателей отливают из никелевых жаропрочных сплавов в виде монокристаллов [1, 2], в которых отсутствуют большеугловые границы зерен, что исключает межкристаллитное разрушение лопаток при высоких температурах. Несмотря на кристаллическое совершенство монокристаллические лопатки имеют такие опасные дефекты структуры как микропоры, которые вызывают зарождение усталостных трещин и преждевременное разрушение в условиях циклического разрушения. Зарождение усталостной трещины монокристалле сплава CMSX-4 показано на рис. 1 [3]. Поры в лопатках могут быть закрыты путем горячего изостатического прессования (ГИП), однако для надежного залечивания пор без повреждения материала требуется понимание механизмов ГИПа и оптимизация его параметров (температура T, давление p, продолжительность t).

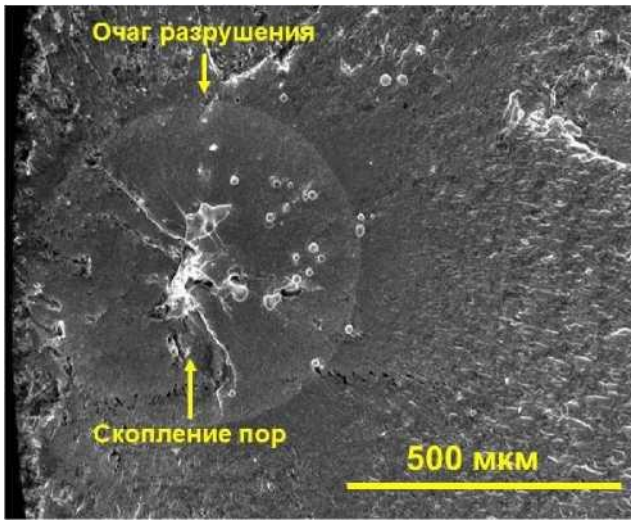


Рис. 1. Зарождение усталостной трещины у поверхности монокристалла сплава CMSX-4, температура T=700 °С, размах деформации Δε=1.25%, коэффициент асимметрии цикла R= -1 [3].

2 Материал и методика эксперимента

В настоящей работе были исследованы образцы монокристаллических никелевых жаропрочных сплавов 2-го поколения, CMSX-4 (Cannon-Muskegon), содержащего 3 масс. % рения [4], и 4-го поколения, ВЖМ4 (ВИАМ), содержащего 6 масс. % рения и 2,5 масс. % рутения [5]. Монокристаллы с осевой кристаллографической ориентацией [001] сплавов CMSX-4 и ВЖМ4 были соответственно отлиты в Howmet и ВИАМ. ГИП монокристаллов проводили в ВИАМ в промышленном газостате в атмосфере аргона. Для выявления эффекта ГИПа на прочностные свойства материал в состоянии до и после ГИПа испытывали на длительную прочность при температуре 1150 °С и малоцикловую усталость при температурах 700-850 °С [6]. Механизмы ГИПа исследовали методами просвечивающей и сканирующей электронной микроскопии, а также методом высокоразрешающей компьютерной томографии на синхротроне ESRF в Гренобле [7].

3 Результаты экспериментальных исследований

Сравнительные испытания материала до и после ГИПа показали, что ГИП практически не влияет на высокотемпературную длительную прочность монокристаллов, но значительно повышает их усталостную долговечность при умеренных температурах, до 850 °С. Например, после ГИПа по стандартному режиму 1288 °С/103 МПа/4 ч усталостная долговечность монокристаллов сплава CMSX-4 при 700 °С увеличилась на порядок. На компьютерной томограмме пористости в монокристаллах сплава CMSX-4 видно, что после ГИПа большинство пор исчезло и остались только редкие поры, ср. рис 2а и 2б. Следует отметить, что вышеуказанная температура ГИПа немного превышает температуру Y'-солвуса сплава CMSX-4, ®1280 °С, но гарантировано ниже его температуры солидуса, ®1340 °С. При такой температуре ГИПа частицы упрочняющей Y'-фазы растворены и, поэтому сплав очень пластически податлив.

Методами просвечивающей и сканирующей электронной микроскопии монокристаллов сплава CMSX-4 обнаружено, что в процессе ГИПа происходит пластическая деформация окружающего пору материала, см. рис. 3а [6], а также интенсивные диффузионные процессы, индицированные по образованию фасеток и оболочки из Y'-фазы, см. рис. 3б [8]. На основании результатов экспериментальных исследований были предложены два механизма закрытия пор: путем пластической деформации материала [6] и эмиссии вакансий [9].

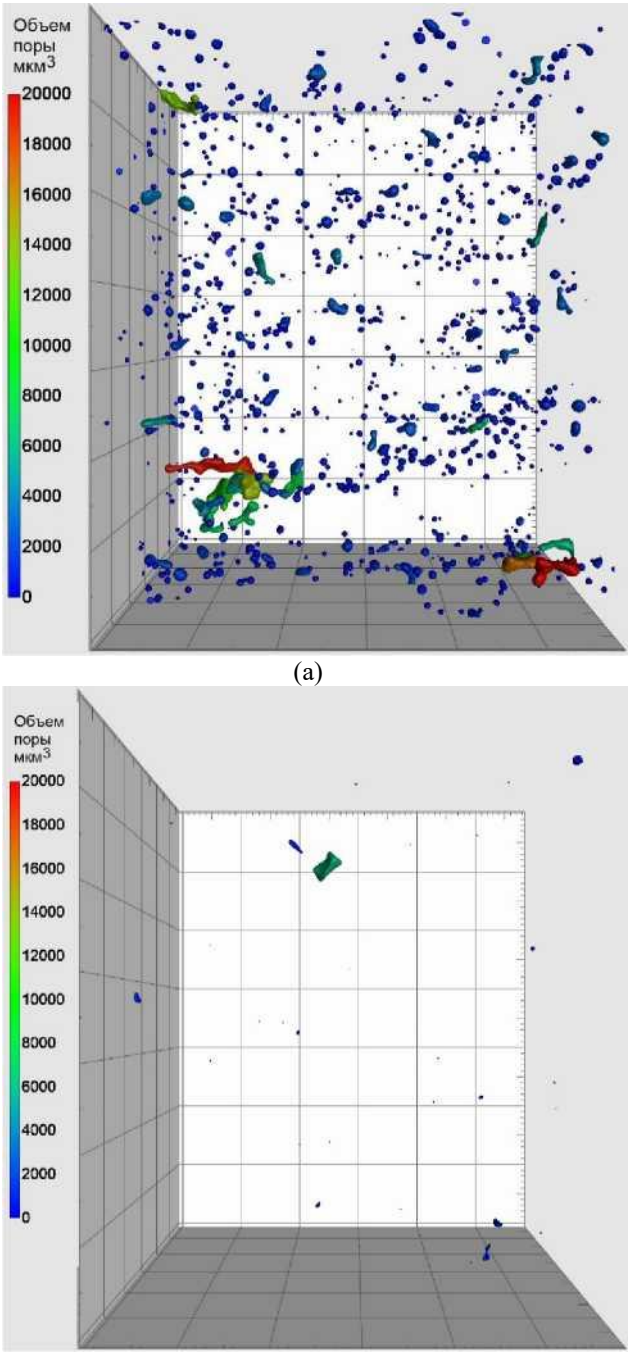


Рис. 2. Томограммы пористости в монокристалле сплава CMSX-4, до (а) и после (б) ГИПа 1288 °С/103 МПа/4 ч [7].

4 Моделирование аннигиляции пор при ГИПе

Компьютерное моделирование аннигиляции пор в монокристаллах сплава CMSX-4 в процессе ГИПа проводили с учетом обоих предложенных механизмов, пластической деформации и эмиссии вакансий [10]. Моделирование показало, что на начальной стадии ГИПа поры уменьшаются в размере по механизму пластической деформации, тогда как на конечной стадии закрываются по вакансионному механизму. При

этом для больших пор больший вклад в закрытие пор вносит механизм пластической деформации, а для малых пор - вакансионный механизм. При высоких давлениях ГИПа преобладает механизм пластической деформации, а при низких давлениях - вакансионный механизм.

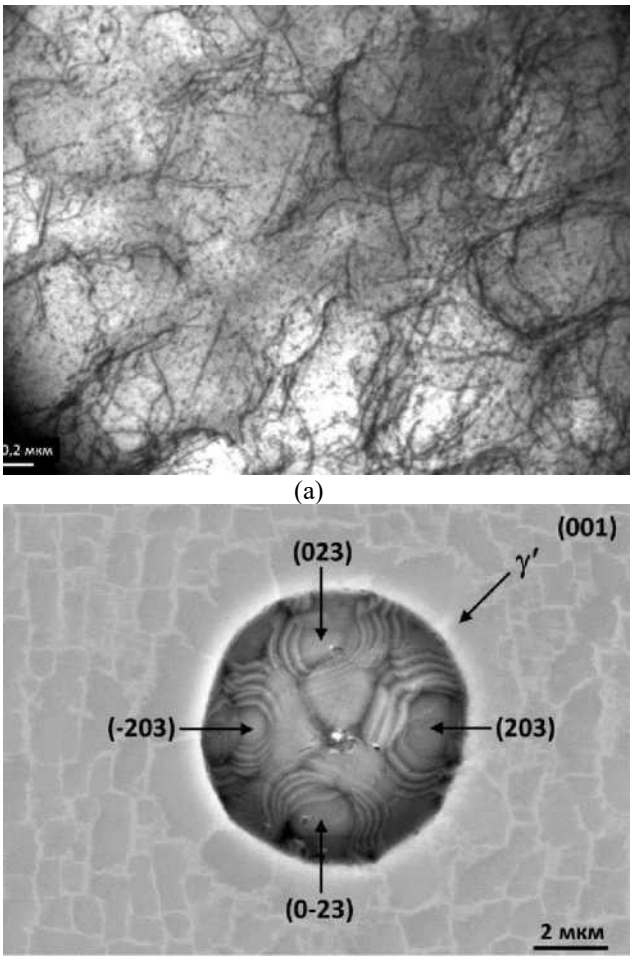


Рис. 3. Монокристалл сплава CMSX-4 после 0,5 ч ГИПа при 1288 °C/103 МПа. (а) Следы октаэдрического скольжения дислокаций вблизи поры [6] . (б) Образование оболочки Y'—фазы вблизи поры и фасетация ее поверхности плоскостями {023} [8].

5 Заключение

Исследовано влияние изостатического прессования (ГИП) на прочность монокристаллов никелевых жаропрочных сплавов. Показано, что ГИП почти не влияет на высокотемпературную длительную прочность монокристаллов, но значительно повышает их усталостную долговечность при умеренных температурах, до 850 °C. В зависимости от режима ГИПа аннигиляция пор может происходить как путем пластической деформации, так и диффузионно - путем эмиссии вакансий поверхностью поры. Для надежного залечивания пор без повреждения материала ГИП следует проводить при температуре немного выше **γ'**-солвуса, но гарантировано ниже солидуса сплава и умеренном значении давления аргона в газостате.

Работа выполнена по темам Госзадания ИСМАН РАН (номер госрегистрации FFSZ-2025-0003) и ИПМех РАН (номер госрегистрации 124013000674-0).

Список использованных источников

[1] Р.Е. Шалин, И.Л. Светлов, Е.Б. Качанов и др. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов. М.: Машиностроение, 1997. 336 с.

[2] R.C. Reed. The Superalloys: Fundamentals and Applications, Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2006.

[3] A. Epishin, T. Link, U. Bruckner et al. The effect of high temperature creep damage on low cycle fatigue of CMSX-4. Materials for Advanced Power Engineering, Julich: FZ Julich, 2006, pp. 317-325.

[4] K. Harris, G. L. Erickson, S. L. Sikkenga et al., Development of the rhenium-containing superalloys CMSX-4 & CM 186 LC for single-crystal blade and directionally solidified vane applications in advanced turbine engines // JMEP. 1993. V. 2. № 1. P. 481-487.

[5] Н В., Петрушин, И.Л., Светлов, А.И. Самойлов и др. Высокотемпературные фазовые и структурные превращения в монокристаллах жаропрочного никелевогосплава, содержащего рений и рутений // Материаловедение. 2008. № 10. С. 13-18.

[6] Epishin, A.I., Link, T., Fedelich, B. et al. Hot isostatic pressing of single-crystal nickel-base superalloys: Mechanism of pore closure and effect on Mechanical properties // MATEC Web of Conferences. 2014. V. 14. Art. 08003.

[7] A. Epishin, B. Camin, L. Hansen et al. Refinement and experimental validation of a vacancy model of pore annihilation in single-crystal nickel-base superalloys during hot isostatic pressing // Adv. Eng. Mater. 2021. V. 23. No. 7. Art. 2100211.

[8] A.I. Epishin, G. Nolze, M.I. Alymov. Morphology in single crystals of a nickel-based superalloy after hot isostatic pressing // Metall. Mater. Trans. A. 2023. V. 54. P 371-379.

[9] А.И. Епишин, Б.С. Бокштейн, И.Л. Светлов и др. Вакансионная модель аннигиляции пор в процессе горячего изостатического прессования монокристаллов никелевых жаропрочных сплавов // Материаловедение. 2017. № 5. С. 3-13.

[10] А.И. Епишин, Д.С. Лисовенко. Моделирование процесса горячего изостатического прессования монокристаллов никелевого жаропрочного сплава с учетом пластического течения и диффузии вакансий // Изв. РАН. МТТ. 2025. № 3. в печати.

РАЗДЕЛ XIV

СТАТИКА

БЫСТРЫЕ МЕТОДЫ ОПТИМАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДИСКОВ ГТД

Ю.М. Темис, Д.А. Якушев, Д.А. Каракуша
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрено применение технологии оптимизации для систем автоматизированного проектирования деталей и узлов газотурбинных двигателей. Для сокращения времени счета и увеличения числа параметров управления в системе проектирования рассматривается возможность использования аналитических моделей. Проведен анализ эффективности методов оптимизации и возможности их применения на различных этапах проектирования ГТД. Рассмотрены вопросы проектирования формы дисков на основе критериев прочности, обеспечения жесткости с целью минимизации массы.

FAST METHODS OF GTE DISK OPTIMIZATION DESIGN

Y.M. Temis, D.A. Yakushev, D.A. Karakusha
CIAM, Moscow, Russia

The application of optimization technology for computer-aided design systems for parts and assemblies of gas turbine engines is considered. To reduce the computation time and increase the number of control parameters in the design system, the possibility of using analytical models is considered. The analysis of the effectiveness of the optimization methods and the possibility of their application at various design phases of the gas turbine engine is carried out. The issues of the disks shape optimization based on strength criteria, rigidity in order to minimize mass are considered.

1 Введение

Проектирование конструкции ГТД выполняют за несколько этапов: от выбора концептуальных решений и определения размеров и параметров конструкции до окончательного этапа, на котором подтверждают удовлетворение всем требованиям и принимают решение о ее работоспособности [1]. Начальные этапы включают в себя расчетно-параметрические исследования по упрощенным моделям при многократном изменении условий нагружения и конструктивных параметров, что во многом выполняется в диалоговом режиме с использованием методов оптимизации.

Применение в диалоговом процессе автоматизации расчетов с использованием оптимального проектирования позволяет найти наилучшее конструктивное решение, но требует значительных вычислительных затрат. Уменьшение времени расчетов возможно путем применения быстрых методов оптимального проектирования. Для получения оптимального решения за заданное время необходимо подбирать эффективные методы и модели, расчетные схемы и функции цели.

2 Модели и методы оптимального проектирования

На разных этапах проектирования используют модели дисков различной размерности. Процесс проектирования дисков начинают с одномерных моделей, используя дифференциальные уравнения растяжения и изгиба дисков. Упрощенную одномерную модель диска используют для быстрых расчетов на предварительном этапе. Полученное начальное приближение формы диска используют при создании двумерных осесимметричных конечно-элементных моделей дисков и роторов для анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) и оценки конструктивных решений. На завершающей стадии используют трехмерные модели дисков, учитывающие неосесимметричные элементы конструкции, такие как отверстия, пазы и замковые соединения. Уточненную модель, например в виде трехмерного диска, создают для учета неосесимметричных факторов как в рамках анализа отдельной детали, так и в рамках анализа трехмерной модели силовой схемы двигателя.

Для задач оптимизации, в которых требуется проведение множества расчетов, упрощение модели позволит исследовать больше вариантов конструкции с различной параметризацией и быстрее оценить поведение оптимального решения при изменении требований и условий нагружения.

Для получения оптимальных конструкций применяют алгоритмы нелинейного программирования. Суть алгоритмов состоит в поиске вектора изменения управляющих параметров, описывающих форму конструкции, на каждом шаге

процесса оптимизации. Многие алгоритмы на каждом шаге требуют определенное количество расчетов целевой функции и НДС диска, которое соответствует размерности вектора управляющих параметров. Это приводит к существенным вычислительным затратам при увеличении числа управляющих параметров.

Рассмотрен алгоритм [2], основанный на применении полуаналитического метода анализа чувствительности, требующего на каждом шаге только одного расчёта НДС и одного решения специальным образом составленной сопряженной системы дифференциальных уравнений, независимо от числа управляющих параметров, которые представляют собой значения толщин симметричного диска на фиксированных радиусах. Вычислительные затраты этого метода оптимизации не зависят от числа управляющих параметров, позволяя увеличить их число. Это делает эффективным применение алгоритма на предварительном этапе проектирования диска.

В подходе последовательного уточнения моделей для решения задач оптимального проектирования конструктивных элементов ГТД был рассмотрен алгоритм [3], включающий анализ конструкции на основе аналитических моделей и метода конечных элементов (МКЭ), а также оптимизацию на основе алгоритма последовательной квадратичной аппроксимации (SQP) [4].

На примере оптимального проектирования дисков ротора рассмотрены различные особенности оптимизации: влияние изменения параметризации на функцию цели и ограничения, зависимость результатов решения от выбранных алгоритмов.

3 Пример оптимального проектирования диска компрессора

Для демонстрации применения упомянутых выше алгоритмов оптимизации рассмотрено проектирование диска ротора компрессора минимальной массы [5], находящегося под действием температурных и центробежных нагрузок, при выполнении прочностных и жесткостных ограничений. Также учтены ограничения на область возможного изменения размеров дисков. В задаче оптимизации на диск наложены следующие ограничения (в квадратных скобках используют допустимые значения):

1) $\frac{\sigma_i}{[\sigma_i]} \le 1$ – на эквивалентные напряжения;
2) $\frac{u}{[u]} \le 1$ – на радиальное перемещение;
3) $h_{min} \le h \le h_{max}$ – на толщину диска;
4) $\frac{k_b}{[k_b]} \ge 1$ – по разрушающей частоте вращения.

Задача оптимизации формы диска на основе алгоритма SQP рассмотрена в двумерной осесимметричной постановке с использованием метода конечных элементов для расчета НДС. В процессе постановки задачи оптимизации проведена параметризация формы сечения диска, показанная на рис. 1,*а*. Для построения диска использованы 6 управляющих параметров, позволяющих изменять толщину полотна и размеры ступицы диска. Параметры p_1, p_2, p_3 определяют размеры ступицы, внутренний радиус которой не изменяется. Параметры p_4, p_6 определяют толщины полотна диска. Параметр p_5 определяет радиус перехода от полотна к ступице. Радиусы галтелей и остальные размеры диска в ободной части не изменяются в процессе оптимизации.

Для алгоритма анализа чувствительности использована одномерная параметризация диска: все параметры представляют собой значения толщин h_i симметричного диска на фиксированных радиусах r_i. На рис. 1,*б* представлена параметризация сечения диска с числом определяющих параметров $N = 74$. При этом изменению подлежали ступица и полотно диска, а обод считался неизменным.

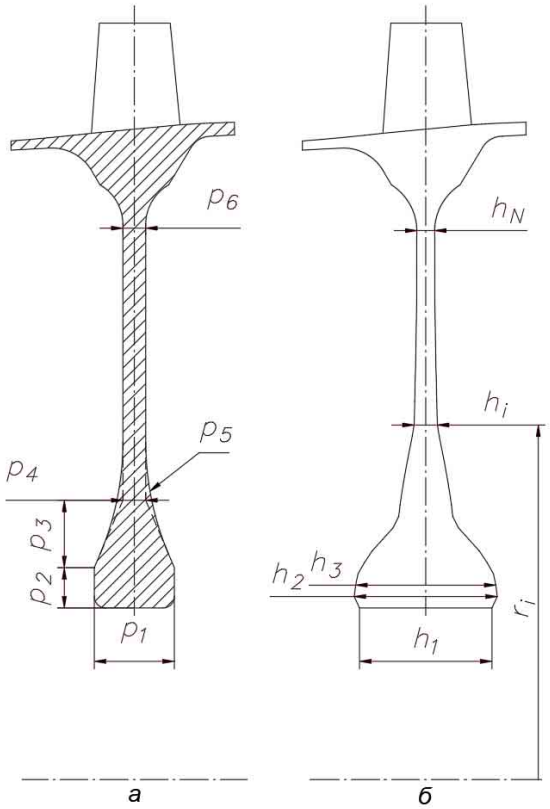


Рис. 1. Параметризация диска для алгоритмов SQP (*а*) и анализа чувствительности (*б*)

В результате оптимизации были получены диски, формы которых представлены на рис. 2. Оптимальная форма диска на основе алгоритма SQP показана зеленым цветом, форма диска на основе анализа чувствительности – фиолетовым цветом. Основным ограничением, влияющим на результат, было

ограничение по разрушающей частоте вращения. Также на рис. 2 показано распределение эквивалентных напряжений по радиусу диска. Время решения задачи оптимизации для алгоритмов SQP и анализа чувствительности составило 500 с и 3 с соответственно. Масса оптимального диска, полученного с применением алгоритма анализа чувствительности, больше на 0,9% по сравнению с массой диска, полученного с применением алгоритма SQP.

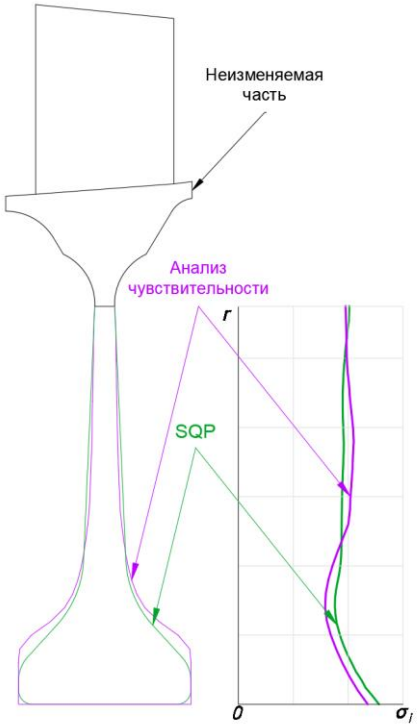


Рис. 2. Сравнение форм оптимальных дисков

4 Заключение

Для оценки эффективности методов оптимизации на разных этапах проектирования рассмотрено несколько алгоритмов оптимизации и проведено сравнение последовательного уточнения расчетных моделей.

Рассмотренный подход сокращает время и повышает эффективность оптимального проектирования деталей ГТД, позволяя на ранних стадиях оценивать поведение оптимального решения при рассмотрении широкого диапазона предъявляемых к конструкции требований и условий нагружения.

Список использованных источников

[1] Темис Ю.М. Основные аспекты создания ГТД // Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов и др. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др.; под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса, В.А. Сосунова. М.: Машиностроение, 2010. С. 142–156.

[2] Темис Ю.М., Каракуша Д.А. Алгоритм нелинейного программирования на стадии эскизного проектирования вращающегося диска // Авиационные двигатели. 2024. № 1 (22). С. 43–54.

[3] Бондарь В.С., Алхимов Д.А., Факеев А.И., Темис Ю.М., Якушев Д.А., Пестов А.В. Система автоматизированного проектирования роторов ГТД. // Известия МГТУ «МАМИ». Естественные науки. – М., МГТУ «МАМИ», № 1(23), 2015, т. 4. С. 10–20.

[4] Schittkowski K. NLPQL: A Fortran Subroutine Solving Constrained Nonlinear Programming Problems. Annals of Operation Research, 1985.

[5] Темис Ю.М., Якушев Д.А. Многокритериальное оптимальное проектирование дисков турбомашин. // Известия МГТУ «МАМИ». 2012 Т. 6, № 2/2. С. 330–336.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ВРАЩАЮЩИХСЯ ДИСКОВ

Х.Х. Азметов
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Методы численного моделирования процессов неупругого деформирования применены к исследованию несущей способности дисков ГТД. Обсуждаются критерии оценки несущей способности: предельного состояния и потери устойчивости процесса деформирования. Рассмотрены модельные диски, диск турбины и рабочее колесо компрессора. Показано, что методика позволяет провести численное моделирование разгонных и циклических испытаний вращающихся деталей двигателя. Это дает возможность существенно сократить объем натурных испытаний конструкций на стенде и в системе двигателя.

NUMERICAL SIMULATION OF CARRYING CAPACITY OF ROTATING DISKS

Kh.Kh. Azmetov
CIAM, Moscow, Russia

Methods of numerical modeling of inelastic deformation processes have been applied to the study of the carrying capacity of GTE discs. The criteria for assessing the carrying capacity are discussed: the limiting state and loss of stability of the deformation process. Model disks, turbine disk and compressor impeller are considered. It is shown that the technique allows numerical simulation of acceleration and cyclic tests of rotating engine parts. This makes it possible to significantly reduce the volume of field tests of structures on the stand and in the engine system.

1 Введение

Определение несущей способности ответственных деталей авиационных ГТД является актуальной проблемой, решение которой требует создания высокоточных методов, моделей и расчетных схем. Разрушению детали предшествует сложный трудно формализуемый процесс упругопластического деформирования, который реализуется либо в некоторой зоне детали вблизи концентратора напряжений, либо во всем объеме материала детали.

В зависимости от свойств материала, условий нагружения и конструктивных особенностей диска отказ работоспособности можно рассматривать с различных точек зрения: теории предельного равновесия, механики хрупкого разрушения, теории устойчивости форм равновесия.

При проектировании несущая способность деталей ГТД определяется на основе, базирующейся на кинематической и статической теоремах для жесткопластического тела и теории предельного равновесия [1, 2]. Причем рассматриваются простейшие схемы развития разрушения, применимые к тонкостенным конструкциям: отрыв и срез в болтовых, шлицевых, шпоночных и хиртовых соединениях, модели, основанные на кинематически или статически возможных полях деформаций или напряжений. Аналогичные подходы используются как для разъемных, так и для неразъемных соединений.

2 Моделирование разгонных испытаний

Аварийные ситуации, вызванные отказами систем двигателя, происходящие в полетном цикле могут привести либо к недопустимому росту частоты вращения ротора или нерасчетному росту температур деталей конструкции, что может привести к потере несущей способности и разрушению деталей ротора. Фрагменты разрушившихся деталей обладают высокой кинетической энергией, и это может привести к разрушению корпуса двигателя, отказу систем летательного аппарата и катастрофическим последствиям. Возможности экспериментального исследования таких ситуаций ограниченно. Имитационное моделирование, в отличие от методов, основанных на теории придельного равновесия, позволяет определить реальное напряженно деформированное состояние и работоспособность конструкции в любой момент полетного цикла и разработать методику моделирования аварийного отказа. При этом важным является задание критерия, по которому определяется момент начала процесса локализации больших упругопластических деформаций и последующее разрушение конструкции. В докладе рассмотрены варианты локализации зон

больших пластических деформаций, предшествующий началу разрушения, в дисках компрессора и турбины при моделировании разгонных испытаний.

Детали двигателя работают при высоких нестационарных нагрузках и температурах, что приводит к развитию в зонах концентрации напряжений деформаций неизотермической пластичности и ползучести. Расчетные схемы конструктивных элементов ГТД, основанные на применении моделей деформационной теории пластичности и теории пластического течения при нестационарном неизотермическом нагружении рассмотрены в работе [2].

Уравнения МКЭ и алгоритмы расчета кинетики напряженно деформированного состояния конструктивных элементов ГТД для различных моделей неизотермического упругопластического деформирования приводят к формулированию задачи в виде

$$[\mathrm{K}_k^{\tau}]\{\Delta u\} = \{\Delta \mathrm{F}\}_k + \{\Delta \mathrm{F}_p\}_k + \{\Delta \mathrm{F}_c\}_k + \beta\{\Delta \mathrm{F}^*\}. \quad (1)$$

Обозначения соответствуют работе [2], в которой приведены основные соотношения для определения коэффициентов матрицы и векторов, входящих в (1).

Касательная матрица жесткости системы имеет вид

$$[K_\tau] = [K_{\tau 0}] + [K_L] + [K_\sigma] + [K_R]$$

как для физически нелинейной постановки задачи, при выполнении условий малых перемещений и гипотезы о неизменяемых размерах, так и для задачи в геометрически нелинейной постановке, в которой необходимо дополнительно учитывать изменение формы детали (большие перемещения). Здесь $[\mathrm{K}_{\tau 0}]$ – касательная матрица системы для начальной формы детали, построенная с учетом физической нелинейности [2], $[\mathrm{K}_\mathrm{L}]$, $[\mathrm{K}_\sigma]$ и $[\mathrm{K}_\mathrm{R}]$ – поправки касательной матрицы жесткости, учитывающие влияния различных факторов, вызванных большими перемещениями.

Для исследования процесса упругопластической неустойчивости необходимо построение полной матрицы $[K_\tau]$. Из уравнений (1) могут быть получены конкретные зависимости и разрешающие уравнения МКЭ для различных конечных элементов и расчетных схем, применяемых для расчета деталей ГТД.

Несущую способность или работоспособность деталь потеряет, если локализация пластических деформаций приведет к резкому росту перемещений в некоторой ограниченной области конструкции и существенным изменениям ее размеров. На Рис.1 показаны примеры расчета изменения радиальных размеров при разгонных испытаниях модельных дисков с отверстиями из сплава ВТ-9 при постоянной температуре. Резкий рост радиального размера (расстояния $\mathrm{R_{об}}$–$\mathrm{R_{ст}}$) можно считать критерием начала разрушения, так как это соответствует экспериментальной величине разрушающей частоты вращения. Цветные линии показывают зоны концентрации пластических деформаций (места образования шеек) в момент, предшествующий разрушению. Применены деформационная теория пластичности и принцип начальных размеров. Очевидно, что такой критерий в ряде случаев можно использовать и для случая неоднородного напряженно-деформированного состояния в деталях, работающих в условиях нестационарного нагружения, а также и при моделировании циклических испытаний или работе конструкции по эксплуатационному циклу.

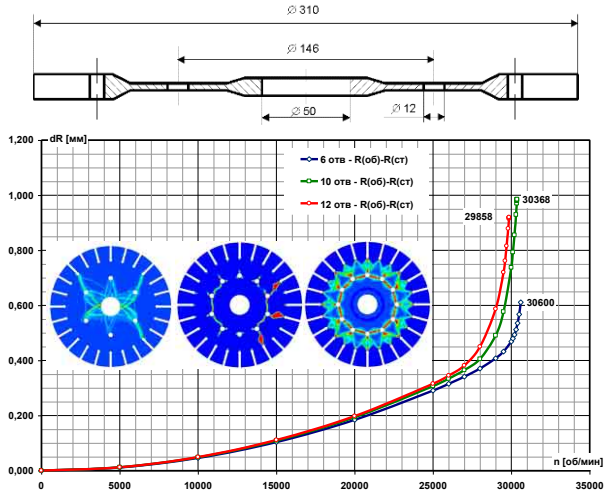


Рис. 1. Разгонные испытания модельных дисков

Моделирование разрушения конструкции возможно и на основе геометрически нелинейной модели, в которой физическая нелинейность учтена с использованием модели неизотермического упругопластического течения материала диска. Ценность такого моделирования заключается в том, что можно оценить несущую способность конструкции в заданный момент времени полетного цикла при условии, что либо один, либо несколько действующих силовых факторов резко изменяются при переходе двигателя на чрезвычайный режим или при аварийной ситуации. При этом необходимо рассматривать процесс быстроизменяющихся нагрузок подобный разгонным испытаниям дисков. На Рис.2 стрелками показаны зоны начала разрушения в диске турбины при росте частоты вращения и тепловом состоянии, соответствующем максимальному режиму полетного цикла. На графиках показаны зависимости максимальных эквивалентных напряжений и деформаций от частоты вращения.

Наряду с критерием изменения размеров конструкции можно применить критерий потери устойчивости процесса упругопластического деформирования, рассматривая конструкцию в геометрически нелинейной постановке и применяя

теорию пластического течения. Неустойчивость процесса деформирования за пределом упругости при действии растягивающих напряжений для стержня, пластинки и осесимметричных цилиндрических оболочек исследована в ряде работ. Для вращающихся дисков и роторов при неоднородном распределении напряжений и деформаций эта проблема не нашла должного освещения в литературе. Отметим небольшой обзор в книге [3].

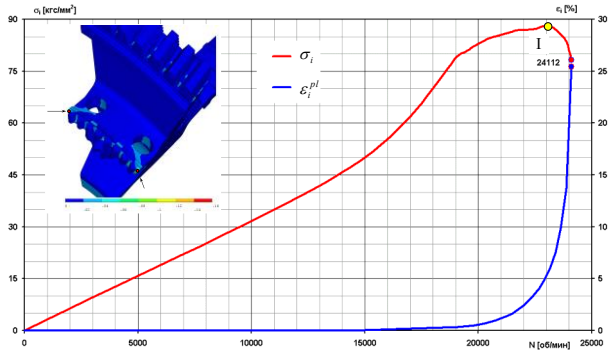


Рис. 2. Разгонные испытания диска турбины

Моменту потери устойчивости соответствует условие $\partial T/\partial u = 0$, где T(u, p) – нелинейный оператор задачи. Косвенно это можно оценить по изменению собственных чисел касательной матрицы $[K_\tau]$, которую можно рассматривать как производную нелинейного оператора задачи, связывающего вектор воздействия {p} с вектором {q} отклика системы.

При действии высоких окружных и радиальных напряжений толщина диска в зоне образования шейки стремится к нулю. Учет геометрической нелинейности приводит к тому, что за счет перемещения материала детали изменяется ее жесткость и, соответственно, частоты собственных колебаний. На Рис.3 представлены собственные числа и собственные формы матрицы $[K_\tau]$ в зависимости от частоты вращения модельного диска. При появлении больших пластических деформаций в полотне диска частоты, соответствующие пластинчатым формам, начинают резко падать, что характеризует процесс разрушения конструкции.

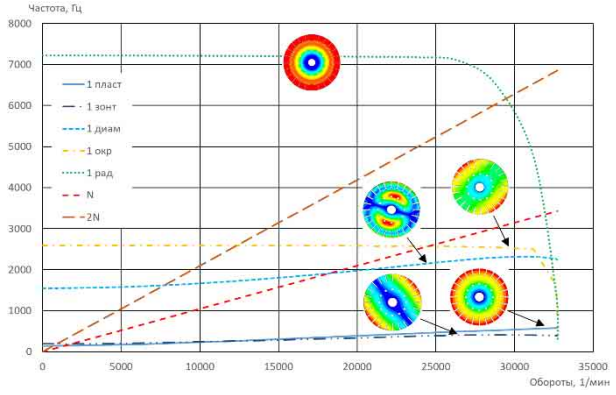


Рис. 3. Собственные формы и изменение собственных частот модельного диска при разгонных испытаниях

В экспериментах на несущую способность за несколько мгновений до разрушения диска можно наблюдать резкое увеличение амплитуд колебаний ротора разгонного стенда. Это можно объяснить, как ростом дисбаланса из-за неоднородности пластических деформаций, так и возможными явлениями автоколебаний при совпадении собственных частот матрицы $[K_\tau]$. Результаты, полученные при моделировании разгонных испытаний центробежного колеса компрессора показаны на Рис.4.

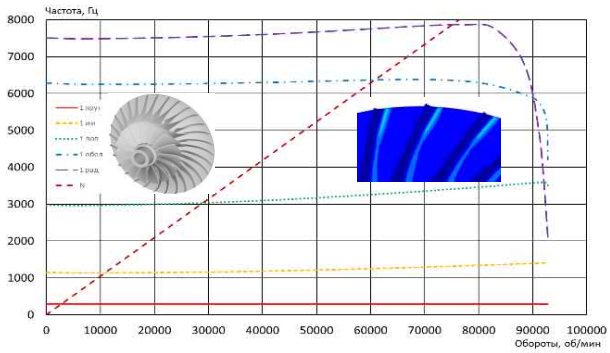


Рис. 4. Собственные формы и изменение собственных частот центробежного колеса компрессора

3 Заключение

Моделирование нелинейного процесса деформирования вращающихся деталей представляет определенные трудности, так как при стремлении к нулю собственных чисел касательной матрицы жесткости также теряется и устойчивость численного алгоритма. Если в процессе управления решением задачи заменить местами вектор воздействия и вектор отклика системы, то можно исследовать закритическое поведение конструкции. Однако, для инженерных оценок достаточно определить момент начала резкого падения собственного значения касательной матрицы, а собственная форма, соответствующая этому собственному значению, сопоставленная с полями пластических деформаций, позволяет определить размеры фрагментов и их кинетическую энергию при разрушении конструкции.

Список использованных источников

[1] И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. Расчет на прочность деталей машин: справочник. 3-е издание. М.: Машиностроение, 1979. – 702 с. ил.

[2] Машиностроение. Энциклопедия / Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др.; Под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса и В.А. Сосунова. М.: Машиностроение, 2010. – 720 с.

[3] W. Jonson and P.B. Mellor // Engineering Plasticity. London. Van Nostrand Reinold Company. 1975. – 646 p.

РАЗВИТИЕ РАСЧЕТНЫХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ РОТОРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД

А.Д. Худякова[1], Д.В. Сапронов[1], И.М. Курышев[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрен подход к уточнению расчетных методов определения напряженно-деформированного состояния деталей, основанный на внедрении в практику расчетов специализированных моделей поведения материалов. Показано, что варьирование отношения пределов текучести при растяжении и чистом сдвиге может приводить к изменению прогнозируемой зоны разрушения. Представлены усовершенствованные методики формирования расчетных значений характеристик конструкционной прочности.

DEVELOPMENT OF COMPUTATIONAL METHODS FOR STRESS-STRAIN STATE CALCULATION OF ROTARY TURBINE ENGINE PARTS

A.D. Khudyakova[1], D.V. Sapronov[1], I.M. Kuryshev[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

An approach to refinement of computational methods for stress-strain state calculation, based on implementation in calculation practice of specialized material behavior models, is considered. It is shown, that ratio of yield limits under tension and under torsion changing may lead to changing of predicted failure zone. Improved methodology of structural strength characteristics determination is presented.

1 Введение

Определение напряженно-деформированного состояния (НДС) является необходимым этапом подтверждения несущей способности и циклической долговечности роторных деталей газотурбинных двигателей (ГТД). Задача определения НДС является рутинной – множество таких расчетов осуществляют в конструкторских бюро и отраслевых институтах при помощи коммерческих комплексов конечно-элементного моделирования. Однако опыт валидации расчетных моделей по результатам испытаний показывает, что расчетные методы требуют уточнения. Кроме того, возникновение новых материалов (композиционные материалы) и технологий изготовления (метод аддитивной печати) требует новых подходов к расчетам НДС деталей, изготовленных из них.

2 Использование в расчетах специализированных моделей поведения материалов

Актуальным направлением развития расчетных методов определения НДС роторных деталей ГТД является разработка и внедрение в практику инженерных расчетов специализированных моделей поведения материалов, отражающих особенности сопротивления нагрузкам конкретного материала. Этот подход требует также разработки новых методик определения расчетных значений характеристик конструкционной прочности (РЗХКП) [1] материалов на основе испытаний стандартных и конструктивно-подобных образцов, требуемых для верификации специализированных моделей.

Многие металлические материалы, в том числе материалы со сложной структурой (интерметаллиды, композиты на металлической основе) при их работе в определенном диапазоне нагрузок можно рассматривать как однородную среду, обладающую анизотропией и нелинейностью свойств. Для подтверждения несущей способности деталей из таких материалов расчет НДС следует проводить с учетом влияния вида напряженного состояния на накопление пластических деформаций.

Варьирование в расчете отношения пределов текучести при растяжении и чистом сдвиге $r_т$ может приводить к существенному перераспределению интенсивности пластических деформаций в детали, вплоть до изменения прогнозируемой на основе деформационного критерия зоны разрушения. В качестве примера на рисунке 1 приведены поля распределения интенсивности пластических деформаций ε_i^{pl} модельного диска в момент достижения максимальным значением ε_i^{pl} предельного значения 17,7%: $r_т = 1.5$ (условие текучести Ишлинского-Хилла) – максимальная интенсивность

достигается в отверсии; $r_т = \sqrt{3}$ (условие текучести Мизеса) и $r_т = 2$ (условие текучести Треска) – максимальная интенсивность достигается в скруглении перехода от ступицы к полотну.

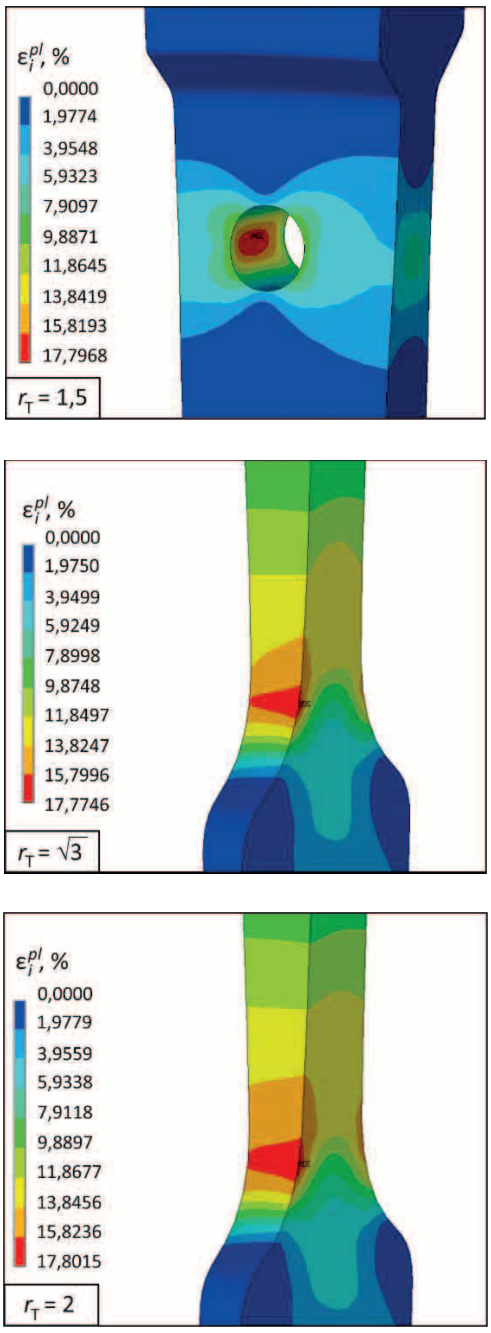


Рис. 1. Поля распределения интенсивности деформаций в модельном диске

Расчеты проводили с использованием разработанной в ЦИАМ программы [2], в основе которой лежит алгоритм [3]. Определение $r_т$ возможно осуществить в рамках специальной квалификации, дополненной испытаниями на чистый сдвиг с записью кривой деформирования: например, испытаниями трубчатых образцов при кручении.

3 Модифицированные методики получения РЗХКП

Для получения РЗХКП по результатам специальной квалификации материалов в докладе представлены модифицированные методики статистической обработки, позволяющие определять статистически средние и минимальные значения с учетом закона распределения характеристики, проводить оценку статистической однородности одномерных выборок и линий регрессии, оптимально определять константу параметра Ларсона-Миллера C, а также учитывать при построении кривых малоцикловой усталости и длительной прочности зависимость дисперсии от уровня нагрузки и образцы, снятые с испытаний по достижению заданной базы.

На рисунке 2 приведены средние кривые Ларсона-Миллера, построенные по стандартной и модифицированной методикам.

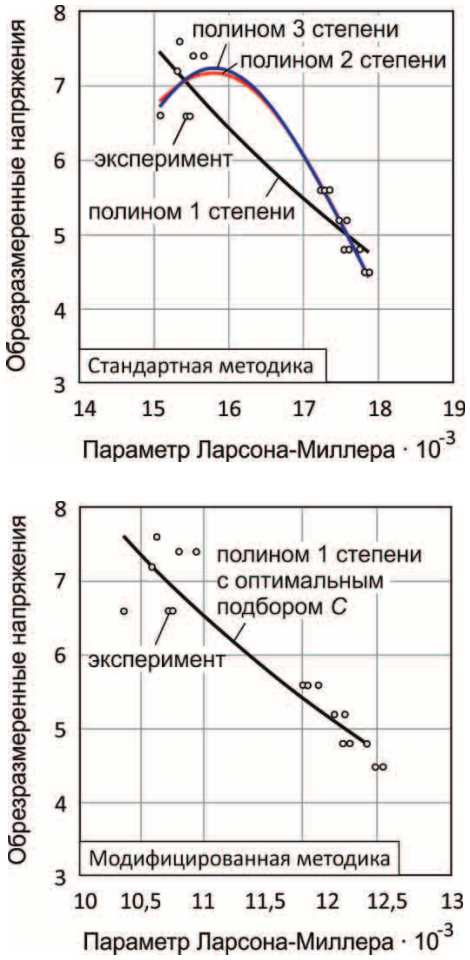


Рис. 2. Кривые Ларсона-Миллера

Средняя кривая Ларсона-Миллера, построенная по стандартной методике не отражает характер связи предела длительной прочности и параметра Ларсона-Миллера, а увеличение степени полинома проблему не решает – кривые становятся немонотонными. Предложенный подход с поиском оптимального

значения C для рассмотренного примера позволяет получить среднюю кривую, лучше соотносящуюся с экспериментальными данным.

На рисунке 3 приведены кривые малоцикловой усталости, построенные по стандартной и модифицированной методикам.

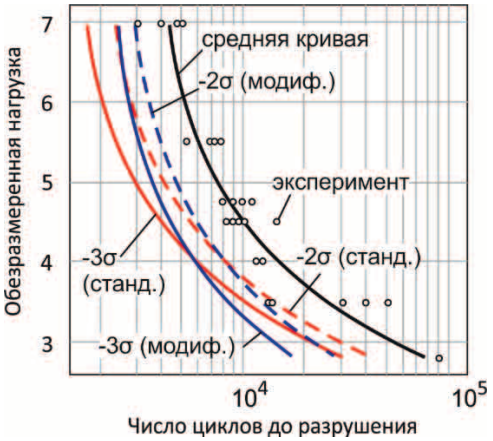


Рис. 2. Кривые малоцикловой усталости

Модифицированная методика позволяет учесть уменьшение разброса логарифма числа циклов до разрушения с возрастанием уровня нагрузки. Такой подход уточняет минимальные кривые -2σ и -3σ, делая их менее консервативными в области больших размахов деформаций и более консервативными – в области малых размахов.

4 Заключение

Появление новых материалов, развитие технологий изготовления и обработки заготовок требуют применения новых расчетных методов. При расчетах НДС металлических материалов следует учитывать их возможную чувствительность к виду напряженного состояния. Изменение отношения пределов текучести при растяжении и чистом сдвиге может приводить к изменению прогнозируемой зоны разрушения детали. Модифицированные методики получения РЗХКП позволяют уточнить свойства материалов, используемые в расчетах.

Список использованных источников

[1] Ножницкий Ю.А., Качанов Е.Б., Голубовский Е.Р., Куевда В.К. Требования к порядку и процедурам оценки расчетных значений характеристик конструкционной прочности металлических материалов основных и особо ответственных деталей при сертификации авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Том 14. №3, ч.1. 2015. С. 37-48.

[2] Худякова А.Д., Курышев И.М., Сапронов Д.В. Пользовательская модель пластического течения с изотропным упрочнением и поверхностью нагружения Хосфорда («Hosford UserMat»). Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2024660541 от 07.05.2024.

[3] Худякова А.Д., Сапронов Д.В., Курышев И.М. Адаптация алгоритма возврата на поверхность нагружения к условию текучести Хосфорда // Авиационные двигатели. 2024. №4(25). С. 3-14.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ ВАЛОВ ГТД С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНСТРУКТИВНО-ПОДОБНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

И.С. Бабинец[1], Д.В. Сапронов[1], А.Д. Худякова[1], С.А.Шибаев[1], М.Е. Волков[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрен подход к разработке методики оценки статической прочности валов ГТД с использованием конструктивно-подобных элементов. Показано, что использование конструктивно-подобных элементов может привести к упрощению процедуры подтверждения статической прочности валов с сохранением достоверности испытаний. Представлены критерии подобия напряженного состояния для перехода от натурных испытаний валов к испытаниям конструктивно-подобных образцов.

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL ASSESSMENT OF THE STATIC STRENGTH OF GTE SHAFTS USING STRUCTURALLY SIMILAR ELEMENTS

I.S. Babinets[1], D.V. Sapronov[1], A.D. Khudyakova[1], S.A.Shibaev[1], M.E. Volkov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

An approach to the development of a methodology for assessing the ultimate strength of GTE shafts using structurally similar elements is considered. It is shown that the use of structurally similar elements can simplify the procedure for confirming the ultimate strength of shafts while maintaining the reliability of tests. The criteria of similarity of the stress state for the transition from field tests of shafts to structurally similar elements tests are presented.

1 Введение

Согласно требованиям нормативных документов, экспериментальная проверка прочности валов должна включать в себя статические испытания для определения характера распределения напряжений, перемещений и углов закрутки, возникающих в наиболее опасных сечениях валов под действием нагрузок от работы двигателя и эволюций самолета. Также необходимо проводить испытания для определения разрушающего крутящего момента для натурных валов. При этом для испытаний следует отбирать валы, прошедшие полный технологический цикл изготовления, имеющие максимальные геометрические отклонения, допускаемые действующей в производстве документацией, наихудшее состояние поверхности и минимальные характеристики механических свойств.

2 Использование КПЭ при подтверждении прочности валов ГТД

Испытание натурных валов в лабораторных условиях – это крайне дорогостоящий и трудоемкий процесс из-за сложности воспроизведения всех видов нагрузок и больших габаритов валов. Для снижения стоимости и трудоемкости целесообразно проведение испытаний конструктивно-подобных элементов (КПЭ), вырезанных из вала. КПЭ представляют собой образец критической (наиболее нагруженной) зоны детали. КПЭ сохраняют конструктивные и технологические особенности элементов этой зоны детали. Актуальной задачей является проработка методики испытания КПЭ валов ГТД в условиях сложного напряженного состояния (при комбинированном растяжении, изгибе и закручивании). Несмотря на большое число результатов испытаний в промышленности, стандартов проведения таких испытаний не существует.

В работе предложен расчетно-экспериментальный подход для подтверждения статической прочности валов ГТД. Данный подход основан на сопоставлении результатов численного моделирования напряженно-деформированного состояния (НДС) натурного вала ГТД (рисунок 1) и КПЭ (рисунок 2). В расчетах следует использовать экспериментально обоснованную модель пластичности материала вала, параметры которой определяют по испытаниям стандартных и трубчатых образцов на растяжение и кручение.

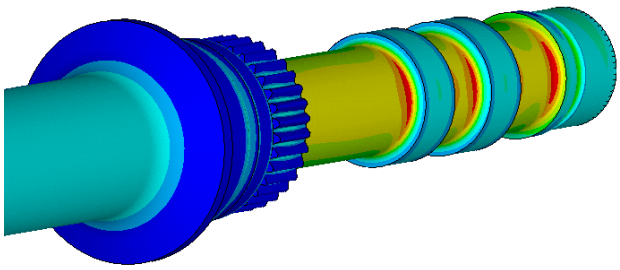


Рис. 1. Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений в валу

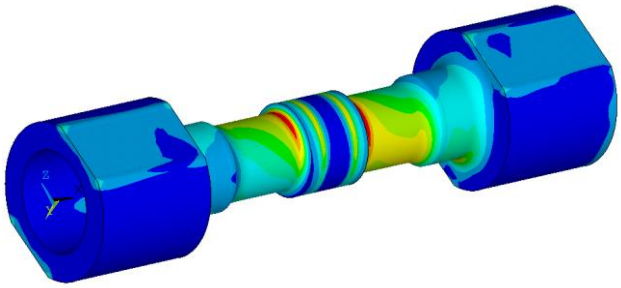


Рис. 2. Распределение эквивалентных по Мизесу напряжений в КПЭ

3 Обеспечение подобия напряженного состояния вала и КПЭ

Для обеспечения достоверности результатов испытаний КПЭ при подтверждении статической прочности валов ГТД необходимо обеспечить подобие напряженного состояния (НС) испытываемого образца и вала. Для этого применяются параметры, характеризующие вид НС.

Параметр Надаи-Лоде χ_σ – безразмерная величина, характеризующая вид НС и определяемая по формуле:

$$\chi_\sigma = 2 \cdot \frac{\sigma_2 - \sigma_3}{\sigma_1 - \sigma_3} - 1,$$

где, σ_1, σ_2, σ_3 – главные напряжения. При χ_σ = -1 НС соответствует одноосному растяжению, при χ_σ = 0 – чистому сдвигу, при χ_σ = 1 – одноосному сжатию.

Жесткость напряженного состояния K – безразмерная величина, определяемая как отношение среднего нормального напряжения к интенсивности напряжений:

$$K = \frac{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3}{3 \cdot \sigma_i},$$

где $\sigma_i = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}}$ – интенсивность напряжений.

4 Заключение

Появление новых требований к подтверждению прочности валов приводит к необходимости проведения большого количества испытаний, методики проведения которых пока не разработано. Данная проблема требует проработки способа подтверждения прочности валов ГТД наиболее оптимальным по трудозатратам способом. Создание методики испытания КПЭ валов позволит ускорить и удешевить процесс проведения сертификации валов и расширит возможности экспериментальной базы ЦИАМ, а также будет актуально при подтверждении прочности перспективных ГТД.

Список использованных источников

[1] Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчет на прочность деталей машин. Москва, Машиностроение, 1993. 641 с.

[2] Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛАСТИЧНОГО ОПОРНОГО УЗЛА ПОВОРОТНОГО СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

К.В. Кривун[1], А.А. Пещерова[1], А.Г. Тимаров[1]
[1] АО ГНЦ «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша», Москва

В данной работе исследуются прочностные характеристики модельного эластичного опорного шарнира (ЭОШ) поворотного сопла ракетного двигателя. Рассматривается сравнение модели деформирования упругой с гиперупругой, свойственная эластомеру применяемого в ЭОШ, а также композитного материала с изотропным используемого в жестких тарелей. Выполняется численный анализ в CAE-системах ЛОГОС-Прочность и ANSYS Mechanical для оценки сдвиговых, контактных напряжений. Проводится верификация результатов между двумя программными комплексами.

STUDY OF STRESS-STRAIN CHARACTERISTICS OF ELASTIC SUPPORT UNIT OF ROTARY NOZZLE OF ROCKET ENGINE

K.V. Krivun[1], A.A. Peshcherova[1], A.G. Timarov[1]
[1] JSC “Keldysh Research Centre”, Moscow, Russia

In this paper, the strength characteristics of a model elastic support hinge (ESH) of a rotary nozzle of a rocket engine are investigated. A comparison of the elastic deformation model with hyperelastic, characteristic of the elastomer used in the ESH, as well as a composite material with an isotropic one used in rigid plates is considered. Numerical analysis is performed in the CAE systems LOGOS-Strength and ANSYS Mechanical to assess shear, contact stresses. Verification of the results between the two software packages is carried out.

1 Введение

Поворотные управляющие сопла (ПУС), используемые для изменения вектора тяги ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), играют ключевую роль в обеспечении устойчивости и маневренности ракеты-носителя. Одним из критически важных компонентов таких систем является эластичный опорный шарнир (ЭОШ), который воспринимает значительные механические нагрузки в условиях воздействия высоких температур. Для обеспечения надежности работы системы управления необходимо тщательно оценивать прочностные характеристики данного элемента.

2 Постановка математической модели

Из-за сложности проведения натурных испытаний было принято решение выполнить численный анализ ЭОШ с использованием двух различных CAE-систем для повышения точности оценки НДС ЭОШ. Моделирование проводилось в программных комплексах ЛОГОС-Прочность и ANSYS, которые позволяют выполнять прочностные расчеты в условиях нелинейного деформирования. Для эластомера было проведено сравнение упругой модели деформирования с гиперупругой. Для гиперупругого материала (эластомера) была выбрана модель Нео-Гукова, формула упругого потенциала, которой рассчитывается по формуле:

$$\psi = \frac{\mu}{2}(I_1 - 3) + \frac{1}{d}(J-1)^2 \quad (1)$$

где μ – коэффициент Пуассона, I_1 - первый инвариант правого тензора деформации Коши-Грина, J – определитель градиента деформации, d – параметр несжимаемости.

Существует достаточно большое количество различных моделей Муни-Ривлина, однако все они требуют множество констант эластомера, которые определяются только эмпирическим методом.

Также было проведено сравнение двух материалов используемых в качестве жестких тарелей в ЭОШ: сталь, углепластик.

Используемые формулы в численном моделированием:

1. Статическое равновесие:

$$[K]\{U\} = \{F\} \quad (2)$$

где [K] – матрица жесткости; {U} – вектор узловых перемещений; {F} – вектор внешних сил (нагрузки).

2. Принцип минимума потенциальной энергии:

$$\Pi = U - W \quad (3)$$

где П – полная потенциальная энергия (ПЭ); U – ПЭ деформации; W – ПЭ внешних сил.

В ходе исследования анализировались следующие ключевые параметры:

• Сдвиговые напряжения, возникающие в эластомерных слоях при механических нагрузках;

• Термические напряжения, возникающие в резинометаллических слоях конструкции;

• Отрывные напряжения в эластичных и металлических элементах.

Для оценки эксплуатационной надежности шарнира были сопоставлены результаты численного анализа с предельно допустимыми значениями для применяемых материалов. Верификация данных, полученных в ЛОГОС-Прочность и ANSYS, выполнялась путем сравнения напряженно-деформированного состояния конструкции при идентичных нагрузках, граничных условиях и параметрах конечно-элементной модели. Дополнительно был проведен анализ различий в методах численного моделирования, применяемых в этих программных продуктах, с целью выявления возможных расхождений и факторов, влияющих на конечные результаты.

3 Выводы

В результате проведенного исследования было выявлено, что упругий материл не существенно отличается от гиперупругого, а применение композитного материала в качестве жестких тарелей дает выигрыш в массе конструкции соплового блока. Численные расчеты показали, что при нагрузке только давлением максимальные сдвиговые напряжения не превышают допускаемые напряжения материала, а при учете температуры превышают. Значения, полученные в двух CAE-системах, отличаются на 20%. Данные исследования позволили оценить прочностные характеристики ЭОШ ПУС маршевого РДТТ. Полученные данные могут быть использованы при оптимизации конструкции шарнира, что позволит повысить его ресурс и устойчивость к эксплуатационным нагрузкам. В перспективе возможен учет дополнительных факторов, таких как усталостная прочность, влияние агрессивной среды и формирование шарнирного момента.

Список использованных источников

[1] Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе / К64 Под общ. ред. чл. корр. Российской академии наук, д-ра техн. наук, проф. Л. Н. Лаврова – М. : Машиностроение, 1993. – 215 с., ил.;

[2] Поворотные управляющие сопла РДТТ. Конструкция, расчет и методы отработки. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2019. – 144 с. – ISBN 978-5- 9221-1828-6;

[3] Апакидзе Ю.В., Твердотопливные двигательный установки маршевых ступеней баллистических ракет: Технический сборник. – Моска: АО «Корпорация «Московский институт теплотехники», 2021. – 137 с.;

[4] Абашев В.М., Конструкционные материалы, используемые в ракетных двигателях: Учебное пособие. — Москва: МАИ, 2009. — 84 с.;

[5] Мормуль, Р. В. Математическое моделирование и эксперимент по определению параметров напряженно-деформированного состояния эластичных опорных элементов при нестационарном теплосиловом нагружении / Р. В. Мормуль, П. П. Еременко, А. А. Шайдуров // Химическая физика и мезоскопия. – 2019. – Т. 21, № 4. – С. 502-513.;

[6] Гибкий опорный шарнир [Электронный ресурс] : пат. 2540356 Рос. Федерация : МПК F 16 C 7/00 / Шайдурова Галина Ивановна, Макаревич Юрий Леонидович, Лобковский Денис Сергеевич, Кремлев Алексей Николаевич ; Открытое акционерное общество Научнопроизводственное 137 объединение «Искра» - № 2013133377/11 ; заявл. 17.07.2013 ; опубл. 10.02.2015. – Электрон. Версия.;

[7] Лазарев С. О., Сливкер А. В. Использование связанных аппроксимаций в решении задач деформирования слабосжимаемых материалов МКЭ// В сборнике статей «Вопросы динамики и прочности». Рига: Зинатне, 1990. Вып. 52. С. 52-63.

ВЫБОР ТИПА ФЛАНЦЕВОГО СОЕДИНЕНИЯ ПУТЕМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ

А.Г. Тимаров[1] , А.А. Пещерова[1], К.В. Кривун[1]
[1] АО ГНЦ «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша», Москва

В данной работе рассматриваются разъёмные фланцевые соединения соплового блока с корпусом ракетного изделия. Проводится численное моделирование напряженно-деформированного состояния в Ansys Mechanical и ЛОГОС-Прочность, а также сравнительный анализ результатов моделирования кросс-платформенная верификация задач прочности, рассматриваемых в аэрокосмической отрасли, применительно к ракетным двигателям твердого топлива (РДТТ). По итогу работы были определены коэффициенты запаса прочности и массовые характеристики конструкции, исходя из которых сделаны выводы о рациональности применения фланцевых соединений.

SELECTING A FLANGE JOINT TYPE BY NUMERICAL SIMULATION OF STRESS-STRAIN

A.G. Timarov[1] , A.A. Peshcherova[1], K.V. Krivun[1]
[1] JSC “Keldysh Research Centre”, Moscow, Russia

This paper considers detachable flange joints of a nozzle block with a rocket product body. Numerical simulation of the stress-strain state in Ansys Mechanical and LOGOS-Strength is carried out, as well as a comparative analysis of the simulation results - cross-platform verification of strength problems considered in the aerospace industry, as applied to solid propellant rocket engines (SPRE). Based on the results of the work, safety factors and mass characteristics of the structure were determined, based on which conclusions were made about the rationality of using flange joints.

1 Введение

Целью исследования является – определение рационального типа разъёмного фланцевого соединения соплового блока с корпусом изделия, применительно к ракетным двигателям твердого топлива (РДТТ).

Задачи исследования включали – выбор объектов исследования; проведение численного моделирования напряженно-деформированного состояния (НДС) в Ansys Mechanical (2024 R1) и ЛОГОС-Прочность (5.3.23.207); кросс-платформенная верификация (сравнительный анализ результатов полей полных перемещений, а так же главных компонентов тензора напряжений); определение коэффициентов запаса прочности и массовых характеристик конструкции.

Современные разработки в области ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) требуют точного прогнозирования прочности конструкционных элементов. Одной из ключевых задач проектирования ракетного двигателя твердого топлива является определение НДС в местах соединения соплового блока с корпусом двигателя. Для достоверности полученных результатов путем численного моделирования, расчет проводился в двух CAE-пакетах – Ansys Mechanical и ЛОГОС-Прочность. Контрольными параметрами для верификации стали: значения полных перемещений, 1-е и 3-и главные напряжения (σ_1, σ_3), качественная картина эквивалентных напряжений по Мизесу $\sigma_{экв}$.

В рамках проведения исследования был спроектирован модельный вариант ракетного двигателя на твердом топливе, в котором исследуемым узлом является место крепления корпуса с сопловой крышкой маршевого РДТТ.

Известно множество вариантов крепления обечайки и днища двигателя. Так, например, соединение может осуществляться с помощью шпилечного, клинового, пруткового, шпоночного, резьбового, штифтового узлов [1].

В данной работе рассмотрены, наиболее часто используемые, фланцевые соединения корпуса и сопла двигателя – резьбовое, шпилечное и шпоночное соединение фланцев [2], [3].

2 Математическая модель

При решении задачи принимались следующие допущения: применяемые материалы – упруго-изотропные; влияние высоких температур не учитывалось; расчет проводился для сектора расчетной модели.

Математическая постановка задачи включает в себя: граничные условия – жесткое крепление опоры двигателя и условие симметрии; нагрузки задавались в виде давления, действующего на внутренние стенки двигателя, а также условие преднатяжения шпильки [4]. Тип контактного взаимодействия: стандартный (Frictional) с коэффициентом статического трения 0,2.

Конечно-элементная модель представляет из себя тетраэдральные элементы второго порядка и гексаэдральные элементы первого порядка. Расчет в ЛОГОС-Прочность проводился в системе единиц измерения (мм; кг; ГПа; кН).

3 Заключение

Рассмотрены фланцевые соединения корпуса и сопла двигателя различных типов соединения, проводилось численное моделирование НДС рассматриваемых конструкций;

Проведена кросс-платформенная верификация в двух CAE-пакетах (Ansys Mechanical – эталонное решение; ЛОГОС-Прочность) задачи прочности ракетных двигателей твердого топлива на примере фланцевого соединения. При сравнительном анализе, результаты, полученные в ЛОГОС-Прочность, имеют тенденцию к завышению максимальных значений критериев. Так, например, отличие средних значений суммарных перемещений составило 3,5%; по средним значениям 1-ых и 3-их главных напряжений (σ_1, σ_3) – 26,7% и 4,6% соответственно; по средним значениям эквивалентных напряжений по Мизесу $\sigma_{экв}$ – 15,9% относительно Ansys Mechanical.

В локальных местах, при рассмотрении качественной картины, так же имеются несоответствия рассматриваемых параметров.

Подобная ситуация может отрицательно сказаться при проектировании двигателя в целом, приводя тем самым к пониженному коэффициенту запаса прочности и отсутствию упрочнения конструкций там, где оно необходимо;

При прочих равных условиях, резьбовое соединение обладает сравнительно меньшей массой. Однако данное соединение имеет сложности и особенности при сборке двигателя. В то время как, например, шпилечное соединение наиболее просто в процессе сборки, а вот шпоночное, наоборот, требует дополнительной оснастки для установки.

Список использованных источников

[1] Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе / К64 Под общ. ред. чл. корр. Российской академии наук, д-ра техн. наук, проф. Л. Н. Лаврова – М. : Машиностроение, 1993. – 215 с., ил.;

[2] Фахрутдинов И. Х., Котельников Л. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива // Учебник для машиностроительных вузов. — Москва: Машиностроение, 1987. 328 с.;

[3] Нельзин Ю.Б., Каримов В.З., Краснышев М.В. Анализ работоспособности шпоночного соединения элементов конструкции РДТТ // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2013. №34

[4] Циберев К. В., Авдеев П. А., Артамонов М. В., Борляев В. В., Величко С. В., Волков А. Ю., Володина Н. А., Дьянов Д. Ю. и др. Пакет программ ЛОГОС. Функциональные возможности для решения задач прочности // Труды XIII международного семинара «Супервычисления и математическое моделирование». – Саров, 2011.

НЕЛИНЕЙНОЕ ДЕФОРМИРОВАНИЕ И УСТОЙЧИВОСТЬ ТОНКОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Л.П. Железнов, А.С. Лазненко, Д.Н. Смирнов

ФАУ «СибНИА имени С.А. Чаплыгина», г. Новосибирск

Аннотация

Исследована устойчивость анизогридной круговой цилиндрической оболочки, прототипа отсека фюзеляжа самолета, выполненной из композиционного материала. Результаты исследований прочности и устойчивости отсека получены на основе разработанной авторами методики, реализующей метод конечных элементов для решения задач прочности и устойчивости дискретно-подкрепленных цилиндрических оболочек с учетом моментности и нелинейности их докритического напряженно-деформированного состояния. Выяснено влияние нелинейности деформирования, жесткости подкрепляющего набора, углов укладки подкреплений и толщины оболочки на весовую эффективность и устойчивость композитной оболочки в сравнении с металлическими.

NONLINEAR DEFORMATION AND STABILITY OF THIN-WALLED AIRCRAFT STRUCTURES

L.P. Zheleznov, A.S. Laznenko, D.N. Smirnov

FAA "SibNIA named after S.A. Chaplygin", Novosibirsk Annotation

Annotation

The stability of an anisotropic circular cylindrical shell, a prototype fuselage compartment made of composite material, is investigated. The results of studies of the strength and stability of the compartment were obtained on the basis of a technique developed by the authors that implements the finite element method for solving problems of strength and stability of discretely reinforced cylindrical shells, taking into account the momentarity and nonlinearity of their subcritical stress-strain state. The influence of the nonlinearity of deformation, the rigidity of the reinforcement set, the angles of laying reinforcements and the thickness of the shell on the weight efficiency and stability of the composite shell in comparison with metal ones has been clarified.

1. Введение

В настоящее время в конструкциях современных летательных аппаратов нашли широкое применение анизогридные сетчатые конструкции из композиционных материалов, которые изготавливаются методом непрерывной намотки. В конструкциях летательных аппаратов анизогридные конструкции могут применяться либо как самостоятельные конструкции, состоящие только из подкреплений, либо совместно с обшивкой. Последнее необходимо для конструкций фюзеляжей самолетов для восприятия внутреннего избыточного давления. Основополагающий вклад в разработку сетчатых композиционных конструкций внесла школа В.В. Васильева [1]. Аналитические оценки напряженно-деформированного состояния регулярной сетчатой оболочки с использованием вариационного принципа и безмоментной теории оболочек и заменой реберной структуры условно сплошным слоем с осредненной жесткостью приведены в работе В.В. Васильева и В.А. Бунакова [2]. Дискретный подход к моделированию сетчатых анизогридных конструкций использовали В.В. Васильев, А.Ф. Разин, А.А. Бабичев, В.П. Булдаков, М.В. Никитин и др. Тем не менее, методы расчета на прочность и устойчивость сетчатых конструкций с учетом нелинейности исходного напряженно-деформированного состояния в условиях неоднородного, неосесимметричного нагружения в настоящий момент недостаточно развиты. Открытым остается вопрос влияния внутреннего давления на устойчивость таких оболочек. Большинство известных решений задач устойчивости оболочек получено аналитическими методами и, как правило, в линейном приближении без учёта моментности и нелинейности докритического состояния оболочек, то есть в классической постановке [3-5] и крайне мало работ при нелинейном деформировании [6,7]. Поэтому разработка надежных и эффективных методов расчета анизогридных конструкций является, несомненно, актуальной задачей.

В настоящей работе задача прочности и устойчивости цилиндрических композитных оболочек при комбинированном нагружении изгибающим моментом, поперечной силой и осевым сжатием решена методами конечных элементов и линеаризации Ньютона-Канторовича. Использованы разработанные авторами на основе гипотезы Тимошенко конечные элементы цилиндрических композитных оболочек естественной кривизны, в аппроксимации перемещений которых в явном виде выделены их жесткие перемещения. Проведено исследование влияния нелинейности деформирования на устойчивость и весовую эффективность отсека фюзеляжа самолёта в виде круговой анизогридной композитной цилиндрической оболочки в широком диапазоне изменения параметров жёсткости как оболочки, так и подкреплений, а также углов укладки подкрепляющего набора.

Результаты исследований получены с использованием программного комплекса [8].

2 Алгоритм решения нелинейной задачи.

Основные соотношения для конечного элемента цилиндрической оболочки, выполненной из полимерного композиционного материала, разработанные автором алгоритмы решения задачи прочности и устойчивости цилиндрических оболочек в условиях нелинейного исходного состояния опубликованы в работах [7,9]. Кратко изложим основные соотношения для конечного элемента некруговой цилиндрической оболочки, выполненной из композитного материала.

Вариационное уравнение Лагранжа для конечного элемента оболочки представим в виде

$$\delta\Pi = \delta W - \delta V = 0\,, \qquad (1)$$

где δ – знак вариации, П, W, V – потенциальная энергия, энергия деформации и работа внешних сил.

Варьируя (1) по узловым перемещениям конечного элемента, получаем систему нелинейных алгебраических уравнений относительно узловых перемещений конечного элемента. С учетом условия совместности перемещений в узлах конечных элементов и граничных условий получаем систему нелинейных алгебраических уравнений относительно узловых перемещений оболочки

$$[\mathrm{K}]\{\mathbf{u}'\} - \{\mathbf{Q}\} = 0\,, \qquad (2)$$

где $[\mathrm{K}]$ – матрица жесткости оболочки получается суммированием матриц жесткости отдельных конечных элементов с использованием матрицы индексов; $\{\mathbf{u}'\}$ и $\{\mathbf{Q}\}$ – векторы узловых перемещений и обобщенных узловых сил оболочки.

Для решения системы (2) воспользуемся методом Ньютона-Канторовича, уравнения которого имеют вид

$$[\mathrm{H}(\mathbf{u}'_n)]\{\boldsymbol{\Delta}\} = \{\mathbf{Q}\} - \{\mathbf{G}(\mathbf{u}'_n)\}\,,\ \{\mathbf{G}\} = [\mathrm{K}(\mathbf{u}'_n)]\{\mathbf{u}'_n\}\,,$$
$$\{\mathbf{u}'_{n+1}\} = \{\mathbf{u}'_n\} + \{\boldsymbol{\Delta}\}, \qquad (3)$$

где $[\mathrm{H}]$ – гессиан системы, элементами которого являются элементы второй вариации потенциальной энергии деформации оболочки,

$\{\mathbf{G}\}$ – градиент потенциальной энергии деформации, $\{\mathbf{\Delta}\}$ – вектор приращений узловых перемещений оболочки.

Решение системы (3) получаем с использованием метода последовательных приближений и шагового метода по нагрузки. На каждой итерации решение системы линейных алгебраических уравнений отыскиваем методом Краута с использованием $[L]^T[D][L]$ разложения матрицы [H] на диагональную [D] и две треугольные матрицы [L].

Критическая нагрузка определяется или как предельная по расходимости итерационного процесса при резком возрастании перемещений в отдельных узлах конечно-элементной сетки, или как бифуркационная с использованием энергетического критерия устойчивости, согласно которому равновесное состояние устойчиво если $\delta^2 \Pi > 0$. Это условие требует положительной определенности гессиана [H] или положительности всех диагональных элементов матрицы [D] в $[L]^T[D][L]$ разложении матрицы $[H]$.

3.Результаты исследования.

Для исследования выбран отсек фюзеляжа в виде консольно-защемленной круговой цилиндрической оболочки, выполненной из композиционного материала. Нагруженный край оболочки подкреплен жестким в своей плоскости шпангоутом.

Оболочка имеет длину L = 2,823 м, радиус оболочки R=0,95 м, подкреплена равностоящим подкрепляющим набором различной жёсткости.

Свободный край оболочки нагружен обобщенными силами в виде изгибающего момента, поперечной и продольной сжимающей сил. Кроме того, по длине оболочки прикладываются силы от действия аэродинамических и инерционных нагрузок Q_x и Q_y соответственно.

4 Заключение

1. Нелинейность снижает критические значения параметра нагрузки k_p для всех вариантов расчета оболочек. Влияние нелинейности зависит как от жесткости подкрепляющего набора, так и от случая нагружения, а также от толщины обшивки h. Влияние нелинейности для всех вариантов расчета оболочек незначительное, не более 10%.

2. Весовая эффективность композитных оболочек существенно зависит как от жесткости подкреплений, так и от толщины оболочки h, а также от варианта нагружения оболочки. Жесткость подкреплений наиболее сильно влияет на весовую эффективность. Для небольших значений параметра жесткости подкреплений весовая эффективность композитных оболочек понижается до 30%.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

[1] Васильев В.В. Механика конструкций из композитных материалов. — М.: Машиностроение, 1988. — 272 с.

[2] Васильев В.В., Бунаков В.А. Проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек, сжатых в осевом направлении // Механика конструкций из композиционных материалов. – 2000. – №2. – С. 68 - 77.

[3] Ванин Г.А., Семенюк Н.П., Емельянов Р.Ф. Устойчивость оболочек из армированных материалов. — Киев. : Наукова Думка, 1978. — 211 с.

[4] Кармишин А.В., Лясковец В.А., Мяченков В.И., Фролов А.Н. Статика и динамика оболочечных конструкций. – М.: Машиностроение, 1975. — 376 с.

[5] Бакулин В.Н., Виноградов Ю.И. Аналитическое и асимптотическое решение краевых задач механики деформирования оболочек при сосредоточенном нагружении // ИзВУЗ Авиационная техника, 2017, N1., С. 14-20.

[6] Дмитриев В.Г., Бирюков В.И., Егорова О.В., Жаворонок С.И., Рабинский Л.Н. Нелинейное деформирование многослойных композитных оболочек вращения при больших перемещениях и углах поворота нормали // ИзВУЗ Авиационная техника, 2017, N2., С. 8-15.

[7] Железнов Л.П., Кабанов В.В. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости некруговых цилиндрических оболочек при осевом сжатии и внутреннем давлении // СО РАН, ПМТФ. – 2002. – т. 43. – № 4. – С. 155–160.

[8] Свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2013615613 РФ. Программа для расчета на прочность и устойчивость подкрепленных некруговых цилиндрических оболочек / Л. П. Железнов. Зарегистрировано в реестре Роспатента 17.06.2013.

[9] Железнов Л.П. Исследование влияния порядка укладки монослоев на устойчивость композитной цилиндрической оболочки // - Известия высших учебных заведений. Машиностроение. - 2022. - № 1. - С. 71-83.

ВАЛИДАЦИЯ ЧИСЛЕННЫХ МОДЕЛЕЙ ФЛАНЦЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПОДХОДОВ К ОПРЕДЕЛЕНИЮ СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ И ГЕРМЕТИЧНОСТИ. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО СОЗДАНИЮ КОНСТРУКТИВНО-ПОДОБНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ФЛАНЦЕВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Е.М. Гуго, С.А. Шибаев, А.А. Полянина
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены вопросы обеспечения прочности и герметичности конструкции фланцевых соединений статорных деталей АГТД. Описан комплекс работ по валидации компьютерных моделей на основе испытаний опытных образцов фланцевых соединений, что позволяет обосновать возможность использования расчетных методов анализа применительно к фланцевым соединениям статорных деталей АГТД и разработать рекомендации по созданию конструктивно подобных элементов фланцевых соединений.

CONFORMITY DEMANDS NUMERICAL MODELS OF BUTT JOINTS BY WORKING OUT OF APPROACHES TO DEFINITION OF STATIC CAPACITY AND LEAKPROOFNESS. RECOMMENDATIONS ABOUT CREATION OF STRUCTURALLY SIMILAR ELEMENTS OF BUTT JOINTS

E.M. Gugo, S.A. Shibaev, A.A. Polaynina
CIAM, Moscow, Russia

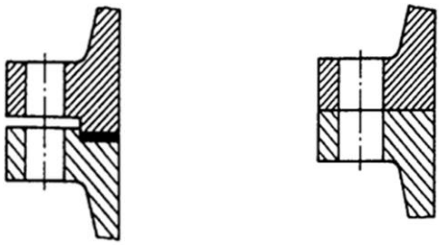
Questions of security of strength and leakproofness of a construction of butt joints статорных details AGTE are considered. The complex of operations on conformity to demands computer sample pieces on the basis of trials of pre-production models of butt joints that allows to justify possibility of use of settlement methods of the assaying with reference to butt joints статорных details AGTE is described and to develop recommendations about creation of structurally similar elements of butt joints.

1 Введение

Фланцевые соединения являются ответственными, часто применяемыми, узлами, определяющими прочность и надежность конструкции ГТД в целом. Обеспечение долговечности фланцевых соединений регламентируется авиационными правилами АП-33 [1]. Одним из способов подтверждения соответствия вышеуказанным требованиям является использование расчетных методов оценки прочности и герметичности фланцевых соединений при обязательном условии валидации компьютерных моделей, заложенных в основу метода расчета. Проведённая валидация компьютерных моделей фланцевых соединений, позволяет обосновать принятые в расчетной модели допущения в части способов задания граничных условий и внешних сил, включая силы затяжки болтов, и применённую конечно элементную модель фланцевого соединения. Экспериментальное исследование даёт возможность лучше понять работу болтового соединения в целом и разработать рекомендации по созданию конструктивно-подобных элементов (КПЭ) фланцевых соединений.

2 Математическая модель

Наиболее распространенный тип фланцевого соединения представляет собой две (реже три) цилиндрические детали, соединенные крепежными болтами (рисунок 1) [2]. Трехфланцевые соединения чаше всего получаются при стыковке двух корпусов с промежуточной диафрагмой.



а) с неконтактирующими фланцами б) с контактирующими фланцами

Рис. 1. Типы фланцевых соединений

Существует несколько способов фланцевых соединений деталей корпуса между собой: соединения с поперечным разъемом (кольцевые); фланцевые соединения с продольным разъемом (полосовые). Например, КВД большинства современных двигателей имеют разъемный по продольной оси передний корпус и сочетание конструкций кольцевых корпусов с двойными стенками в выходной части компрессора (рисунок 2).

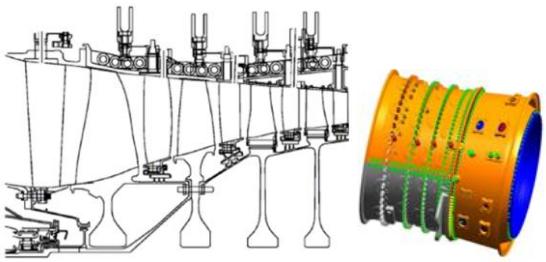


Рис. 2. Корпуса КВД АГТД с продольным (полукольца) и поперечным разъемом (кольцевые)

Нагрузки, действующие на фланцевые соединения

Основной нагрузкой F на фланцевое соединение являются те усилия, которые должно воспринимать фланцевое соединение во время работы двигателя.

Затяжка резьбовых соединений F_0 необходима:

а) для уменьшения влияния переменных основных напряжений на прочность резьбового соединения;

б) для создания определенного минимального давления на стыке соединяемых деталей для его плотности и герметичности.

Для обеспечения этих условий усилие затяжки обычно назначается значительно больше основной нагрузки. Благодаря усилию затяжки внешняя нагрузка передается на резьбовые детали лишь частично (χ=0.2÷0.3). Коэффициент основной нагрузки χ, характеризующий эффективность действия основной нагрузки на фланцевое соединение, равен:

$$\chi = \frac{F_п}{F} \qquad (1)$$

С точки зрения прочности фланцевого соединения желательно иметь минимальные значения χ.

Усилие на стыке F_c после приложения силы:

$$F_c = F_0 - F_n = F_0\text{-}(1\text{-}\chi)\ F \qquad (2)$$

где F_n - усилие в болте.

Откуда условие нераскрытия стыка

$$F_0 > (1\text{-}\chi)\cdot F \qquad (3)$$

Если условие плотности стыка не выполняется, то происходит раскрытие стыка и внешняя нагрузка полностью передается на болт [2] и [3]. Условие плотности стыка является необходимым для обеспечения требуемой прочности фланцевых соединений.

Создание опытных образцов фланцевых соединений для экспериментальных исследований и основные допущения для валидации компьютерной модели

Основными принципами выбора объектов экспериментальных исследований и способов их испытаний являются простота изготовления, и испытания, а также возможность контроля параметров, необходимых для валидации расчетов. Этими параметрами являются как внешние нагрузки, так и деформации или напряжения объекта испытаний и его элементов.

Упрощение расчетной модели соединения и задачи расчета

Исходными данными для расчета являются:

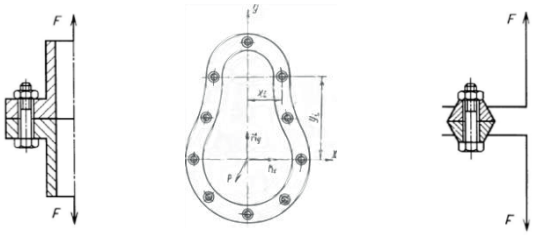
- конструкция фланцевого соединения;
- конструкция болта (шпильки) (геометрические размеры, материал, коэффициент трения в резьбе);
- величина и характер внешней (основной нагрузки), приложенной к соединению;
- рабочая температура соединения.

При построении расчётной схемы принимаются следующие допущения (рисунок 3):

1) основная нагрузка действует вдоль оси резьбового соединения;

2) основная нагрузка приложена к внешней (торцевой) поверхности скрепляемых деталей. Эта поверхность - абсолютно жесткая, недеформируемая диафрагма, имеющая в плане форму детали;

3) скрепляемые детали можно заменить эквивалентными по жёсткости втулками.



а) ***диафрагма*** ***б)***

Рис. 3. Болтовое соединение (а), его расчетная схема (б)

Таким образом, задачи расчета фланцевого соединения состоят в определении сил в болте F_n и стягиваемых деталях при совместном действии силы затяжки F_0 и внешней осевой силы (основной нагрузки) F (рисунок 4).

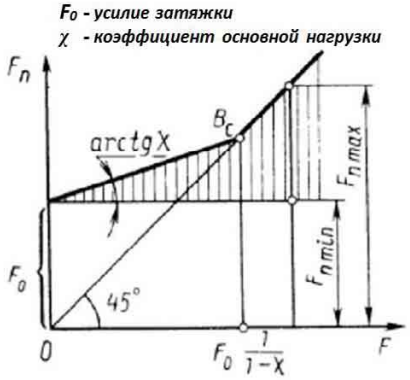
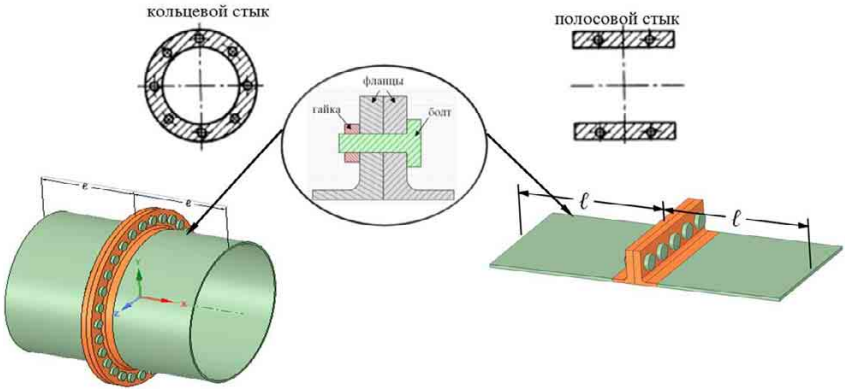


Рис. 4. Зависимость полного усилия в болте F_n от внешней нагрузки F

Во время испытаний **внутреннее давление можно заменить осевой силой *Fq*, сохраняющей то же НДС болта и добавить эту силу к осевой внешней нагрузке *F***. Критерий герметичности - это значение внешней осевой нагрузки ***Fc*** в точке *Bc* (расчетное) (рисунок 4). Это значение осевой нагрузки замеряется во время испытаний с помощью тензодатчика, установленного на болт.

На рисунке 5 представлено два типа опытных образцов для исследования деформаций типового фланцевого соединения статорных деталей авиационных ГТД. Это оболочка с имитацией поперечного фланца (фланцы имеют кольцевой стык) и гребенка (фланцы имеют полосовой стык). Оболочка – это прототип натурной оболочки. Гребёнка – это развёртка сектора соответствующего образца-оболочки. Фланцевый стык, стянутый болтами должен быть одинаковым во всех образцах. Предложенные экспериментальные образцы рекомендуется использовать в испытаниях для валидации численной модели проектируемого фланцевого соединения статорных деталей авиационных ГТД. Гребёнка является конструктивно подобными элементами (КПЭ) фланцевого соединения в размерности ГТД. С его помощью можно экспериментально исследовать поперечные фланцевые соединения. Во фланцевом соединении основную роль играют болты. Поэтому проведение исследований фланцевого соединения заключается в определении изменения НДС болтов от прикладываемых нагрузок. НДС болтов от прикладываемых нагрузок в КПЭ и во фланцевом соединении натурной оболочки должно быть одинаковым.

Использование КПЭ позволит значительно сократить время и затраты при подготовке и проведении экспериментов.



а) оболочка б) гребенка

Рис. 5. Образцы для исследования деформаций типового фланцевого соединения болтами

Средствами измерений параметров, необходимых для оценки работоспособности фланцевых соединений в опытных образцах, являются:

- тензорезисторы для измерения деформаций рабочей части болтов (рисунок 6);
- датчики перемещений (экстензометры) для определения взаимных перемещений фланцев (рисунок 7);
- устройство анализа взаимных перемещений фланцев методом корреляции цифровых изображений (возможно использование на торцевых сторонах гребенок) (рисунок 8);
- прибор-течеискатель для контроля герметичности фланцевого соединения (рисунок 9).

Рис. 6. Болты препарированные тензорезисторами

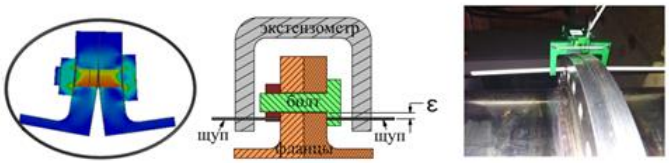


Рис. 7. Определение границы разъединения фланцев под болтом с помощью экстензометра.

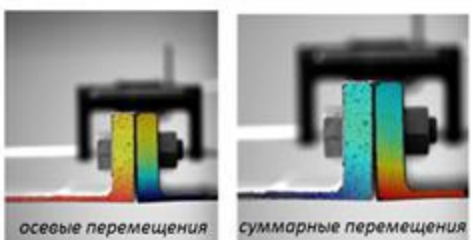


Рис. 8. Результаты замеров перемещений во время экспериментального исследования фланцевых соединений на испытательной машине ЦИАМ

Порядок проведения экспериментальных исследований

Предлагается следующий порядок проведения экспериментальных исследований фланцевых соединений:

1 Тарировка всех тензодатчиков препарированных болтов с использованием специальных калибровочных машин.

2 Определение усилия затяжки части препарированных болтов на гребенках.

3 Испытания на растяжение гребенок и оболочек с применением предложенных средств

Отсутствие крутящего момента контролируется. Испытания проводятся при температуре 20°С. Относительная погрешность измерения усилия составляет ±1%.

Анализ результатов валидации численной модели фланцевого соединения

Для валидации численной модели фланцевого соединения корпуса создаётся КЭ модель фланцевого соединения оболочки и гребёнки с болтами (рисунки 9 и 10). Численные модели фланцевого соединения корпуса, соответствующие КПЭ с болтами представлены на рисунке 10. Задача решена в упругой постановке.

В результате проведения экспериментальных исследований определена удовлетворительная (до 10 %) степень соответствия 3D расчётной модели для оценки прочности фланцевых соединений с рассматриваемой физической системой, представленной в виде опытного образца оболочки и гребёнки фланцевого соединения с болтами (рисунки 9 и 10).

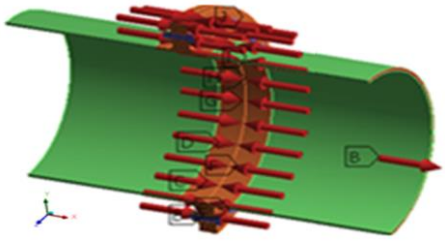


Рис. 9. Оболочка. Численная модель КПЭ фланцевого соединения корпуса болтами

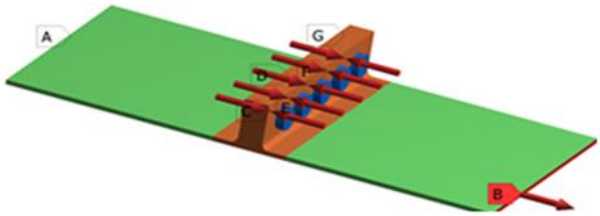


Рис. 10. Гребёнка. Численная модель КПЭ фланцевого соединения корпуса болтами

Проведённые эксперименты дают возможность сравнить работу болтов на оболочке и гребёнке. Такой подход расчётно-экспериментального исследования различных видов опытных образцов фланцевого соединения позволяет разработать и создать КПЭ для испытания фланцевых соединений.

Представлен способ экспериментального определения коэффициента основной нагрузки, необходимый для валидации расчетной величины податливости стягиваемых фланцев и болтов. Коэффициент χ надёжнее всего определяется экспериментальным путём и в дальнейшем сравнивается с его расчётным значением (формула (3)).

Заключение

Экспериментальные исследования опытных образцов фланцевых соединений – оболочек и гребёнок, используются для валидации НДС численных моделей этих образцов в процессе затяжки и последующем их нагружении. Экспериментальное определение коэффициента основной нагрузки (χ), необходимого для валидации расчетной величины податливости стягиваемых фланцев и болтов, значительно сокращает время расчёта и повышает его точность. Для исследования НДС фланцевых соединений используются калибровочные болты.

Комплекс работ по валидации численных моделей фланцевых соединений на основе испытаний опытных образцов с целью обоснования возможности использования расчетных методов анализа НДС фланцевых соединений статорных деталей авиационных ГТД позволит создать вариант для проектирования КПЭ фланцевых соединений – гребёнки. Использование КПЭ значительно сокращает время и затраты при подготовке и проведении испытаний.

Список использованных источников

1. Авиационные правила. Часть 33. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов. МАК, 2018

2. И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. Расчет на прочность деталей машин. Справочник. Машиностроение, 1979.

3. И.А. Биргер, Г.Б. Иосилевич. Резьбовые и фланцевые соединения. Машиностроение, 1990.

РАЗРАБОТКА ПОДХОДА К ОПРЕДЕЛЕНИЮ РАСПОЛОЖЕНИЯ УЗЛОВ КРЕПЛЕНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АВИАЦИОННОГО ГТД

М.Ю. Козлов[1], Б.Н. Сульдин[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Проведена оптимизация расположения узлов крепления ТРДД ГА. По результатам оптимизации получено существенное уменьшение (39 %) алгебраической суммы модулей реакций, действующих на узлы крепления. Разработан комплексных подход по определению оптимального расположения узлов крепления авиационного ГТД с точки зрения обеспечения жесткости, статической и динамической прочности.

DEVELOPMENT OF AN APPROACH TO DETERMINING THE LOCATION OF MOUNTING ATTACHMENT IN THE DESIGN OF AN AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE

M.Y. Kozlov[1], B.N. Suldin[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The location of mounting points for a turbofan of civil aviation has been optimized. According to the optimization results, a significant decrease (39%) in the algebraic sum of the reaction modules acting on the attachment points was obtained. A comprehensive approach has been developed to determine the optimal location of the attachment points of an aircraft gas turbine engine in terms of ensuring stiffness, static and dynamic strength.

1 Введение

В общем случае узлы крепления газотурбинного двигателя (ГТД) передают от двигателя на самолет следующие нагрузки:

- тягу двигателя;

- силы инерции масс элементов конструкции двигателя, возникающие при эволюциях самолета;

-гироскопические моменты от роторов двигателя, величины и направления которых зависят от моментов инерции роторов, угловых скоростей их вращения и угловых скоростей поворота самолета при его эволюциях;

- вибрационные нагрузки, возникающие вследствие неуравновешенности роторов в рабочих условиях, особенно при резонансных режимах;

- в турбовинтовых двигателях – реактивные крутящие моменты от винтов и гироскопические моменты от винтов на эволюционных режимах самолета.

К конструкции и расположению узлов крепления двигателя предъявляют следующие требования:

– точки подвески должны быть расположены так, чтобы обеспечить закрепление двигателя в направлении всех шести степеней свободы: в осевом, вертикальном и боковом направлениях, а также вокруг продольной, вертикальной и горизонтальной осей;

– точки крепления двигателя при всех условиях полета и режимах работы не должны препятствовать термическим деформациям корпуса двигателя;

– рекомендуется выбирать статически определимую систему крепления, если система подвески статически неопределима, то требуется дополнительное обоснование допустимости такого решения;

– расположение и конструкция элементов подвески должны быть оптимизированы с точки зрения уменьшения овализации и изгибных деформаций корпусов;

– расположение элементов подвески должно отвечать требованиям ремонтопригодности и транспортировки;

– в конструкции узлов крепления целесообразно предусматривать резервирование.

При проведении сертификационных работ должно быть показано, что узлы крепления двигателя и прилегающие к ним элементы конструкции выдерживают:

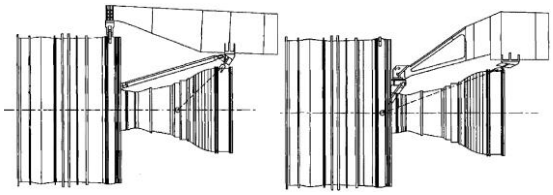
- указанные максимально допустимые эксплуатационные нагрузки без остаточной деформации;

- указанные предельные нагрузки без разрушения, но при этом может иметь место остаточная деформация;

- допустимое количество полетных циклов, которое должно определяться исходя из концепции безопасной долговечности и концепции допустимых повреждений.

Предварительный выбор конструктивных схем подвески двигателя целесообразно проводить с учетом накопленного отечественного и зарубежного опыта.

Так, например, для двигателей с большой степенью двухконтурности гражданской авиации (ГА) имеются две основные концепции подвески (рисунок 1): передняя подвеска на наружном корпусе и передняя подвеска на втулке разделительного корпуса [1, 2].



а) *б)*

Рис. 1. Основные концепции расположения передней подвески на ТРДД; а) на наружном корпусе; б) на втулке разделительного корпуса

Для отечественных двигателей военной авиации характерна статически неопределимая система подвесок. Передний пояс крепления представляет собой два бугеля, расположенных в горизонтальной плоскости промежуточного корпуса и воспринимает нагрузки в вертикальном, боковом и осевом направлениях. Задний пояс крепления расположен в зоне опоры турбин, воспринимает нагрузки в вертикальном и боковом направлениях.

В настоящей работе предложен подход к оптимизации расположения узлов крепления двигателя для уменьшения статических и динамических нагрузок при работе на эксплуатационных режимах и при особых случаях нагружения, включая обрыв рабочей лопатки (РЛ) вентилятора.

2 Оптимизация расположения узлов крепления при действии статических нагрузок

Схемы крепления авиационных ГТД можно условно разделить на статически определимые и статически неопределимые.

Статически определимые схемы широко применяются в ГА.

Определение усилий в узлах крепления для статически определимых схем производится путем решения системы уравнений равновесия:

$$\sum F_{iX} = 0, \sum F_{iY} = 0, \sum F_{iZ} = 0 \quad (1)$$

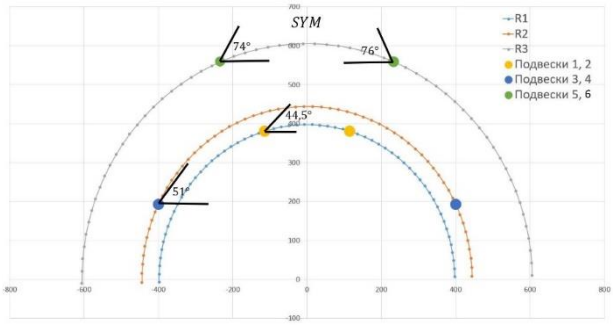
$$\sum M_{iX} = 0, \sum M_{iY} = 0, \sum M_{iZ} = 0 \quad (2)$$

где $\sum F_{iX,Y,Z}$ – сумма проекций сил, действующих на двигатель, и реакций в подвесках на оси X, Y, Z;

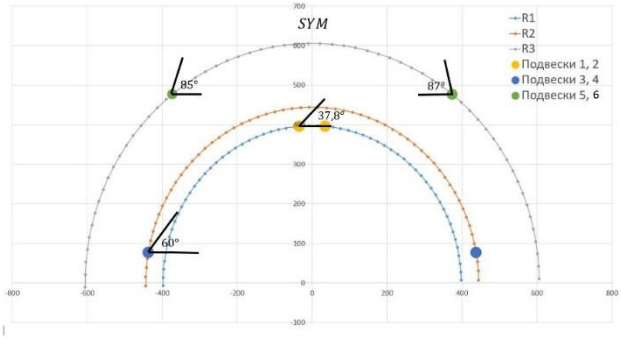
$\sum M_{iX,Y,Z}$ – сумма моментов сил относительно осей X, Y, Z.

Проведена оптимизация расположения статически определимой схемы узлов крепления двигателя ГА с шестью подвесками (2 в переднем поясе, 2 в заднем поясе, 2 тяговые подвески). При оптимизации варьировалось 19 параметров (углы наклона тяг относительно вертикальной плоскости, углы расположения тяг по окружности, осевое расположение тяг). Рассмотрено 18 режимов нагружения с наибольшими эволюционными перегрузками. Оптимизация проведена нелинейным методом обобщенного понижающего градиента [3]. Оптимизация проведена как по минимизации алгебраической суммы модулей реакций в узлах крепления, так и по минимизации наибольшего усилия в подвесках.

При оптимизации по минимизации суммы реакций в узлах крепления (рисунок 2) получено уменьшение силы с 756 кН до 461 кН (39 %). Для варианта оптимизации по минимизации максимальной реакций получено уменьшение силы с 242 кН до 178 кН (26 %).



а) исходная конструкция



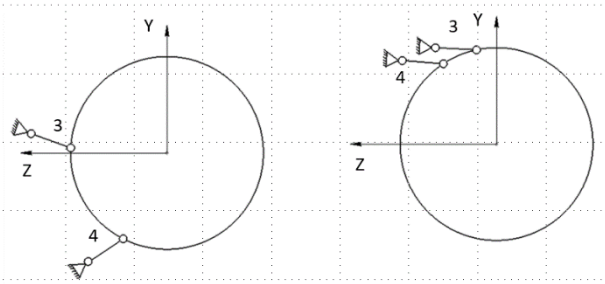
б) оптимизированная конструкция

Рис. 2. Результаты оптимизации для статически определимой системы (вид сзади)

Также в качестве примера проведена оптимизация расположения двух задних узлов

крепления при статически неопределимой схеме крепления. Оптимизация проведена с помощью параметризированной конечно-элементной (КЭ) модели. Для создания поверхности отклика, было проведено 96 КЭ расчетов, с разными входными параметрами. Входные параметры выбирались методом Латинского Гиперкуба [4]. Варьировалось 4 параметра (углы наклона тяг относительно вертикальной плоскости, углы расположения тяг по окружности).

По результатам оптимизации получено, что расположение задних узлов крепления существенно влияет на нагружение двигательных подвесок. Максимальная сумма сил в узлах крепления при наихудшем расположении задних узлов крепления в 22 раза превышает максимальную сумму сил при наилучшем расположении этих узлов (рисунок 3).



а) наилучший вариант *б) наихудший вариант*

Рис. 3. Результаты оптимизации заднего узла крепления для статически неопределимой системы (вид сзади)

3 Подход к определению оптимального расположения узлов крепления с учетом требований по жесткости и динамической прочности двигателя

Схема расположения узлов крепления существенно влияет на динамическую прочность двигателя при особом случае нагружения – обрыв рабочей лопатки.

Для определения усилий при обрыве РЛ целесообразно использовать 3D КЭ математические модели с применением методов редукции отдельных узлов двигателя (КНД, КВД, ТНД и т.д) с последующей сборкой редуцированных моделей в модель двигателя [5].

Также схема расположения узлов крепления может существенно влиять на радиальные зазоры в системе «ротор-статор» при маневренных перегрузках. Основная тенденция современных схем подвески двигателя – стремление к уменьшению прогиба геометрической оси силового корпуса двигателя. От величины прогиба геометрической оси зависит выбор величины радиального зазора по лопаткам роторов, который является одним из факторов, определяющих КПД узлов компрессора и турбины [6].

Для определения радиальных зазоров используются 2D осесимметричные модели для расчета перемещений при действии осесимметричных нагрузок (давление, температура) и 3D модели двигателя, включая узел подвески, для расчета перемещений при действии эволюционных нагрузок. Суммарные перемещения и зазоры определяются путем сложения перемещений от действия осесимметричных и неосесимметричных нагрузок [7, 8].

Для выбора оптимального варианта расположения узлов крепления на этапе проектирования, удовлетворяющего требованиям по жесткости, по статической и динамической прочности, предложен следующий подход:

1) Проведение оптимизации расположения узлов крепления при действии статических нагрузок. По результатам оптимизации выбирается несколько вариантов расположения узлов крепления. На данном этапе рекомендуется рассмотреть разные варианты исполнения расположения подвесок (например, рассмотреть концепции в соответствии с рисунком 1);

2) Выбор геометрических размеров узлов крепления и прилегающих корпусов с учетом обеспечения их статической прочности при действии полученных при оптимизации статических нагрузок;

3) Разработка обобщенной математической модели двигателя для проведения расчетов статической и динамической прочности, жесткости. Рекомендуется использовать редуцированную математическую модель. В математической модели необходимо предусмотреть несколько вариантов закрепления конструкции, выбранных на этапе 1;

4) Проведение расчетов статической, динамической прочности, жесткости при разных схемах закрепления;

5) По результатам проведенных расчетов выбирается оптимальный вариант, обеспечивающий прочность при статических и динамических нагрузках, а также обеспечение требуемых радиальных зазоров. При необходимости требуется вводить локальные изменения конструкции, например, локальное утолщение для обеспечения радиальных зазоров, или введение слабого звена для обеспечения динамической прочности и др.

6) Далее проводятся уточненные расчеты, например, расчеты динамики с учетом пилона и летательного аппарата при выбранной схеме закрепления. Выбираются места резервных узлов крепления.

3 Заключение

В рамках настоящего исследования:

- Показано, что выбор схемы расположения узлов крепления двигателя существенно влияет на нагруженность подвесок и прилегающих корпусов двигателя;
- Проведена оптимизация расположения узлов крепления двигателя в статически определимой системе. По результатам оптимизации получено существенное уменьшение алгебраической суммы реакций, действующих на узлы крепления – 39%, а также существенное уменьшение силы, действующей на максимально нагруженный узел крепления – 26 %;
- Предложен комплексный подход к определению расположения узлов крепления при проектировании ГТД. Преимуществами предложенного подхода является возможность рассмотрения нескольких схем крепления двигателя в рамках одной математической модели. При выборе схемы крепления решается комплекс задач – обеспечение требуемой статической и динамической прочности, обеспечение требуемой жесткости;
- Рекомендуется провести апробацию предложенного подхода при проектировании нового двигателя.

Список использованных источников

[1] Cloft T. Pylon and engine mount configuration // Патент на изобретение № US 2009/0184197, Заявитель и патентообладатель UTC, 23.07.2009.

[2] Beaufort et al. Engine attachment for an assembly system mounted between an attachment strut and an aircraft engine // Патент на изобретение № US 8,336,812, Заявитель и патентообладатель Airbus Operations Sas, 25.12.2012.

[3] А.В. Барышев. Поиск оптимальных альтернативных решений с помощью Excel в задачах целочисленного программирования. Интернет-журнал «Науковедение» ISSN 2223-5167, Том 7, №4 (2015).

[4] C.F. Jeff Wu. Experiments. Planning, analysis and optimization. John Wiley Sons Inc., 2021.

[5] I. Ivanov, B. Blinnik, V. Myasnikov. Nonlinear reduced dynamic model of turbofan engine for investigation of engine structural frame vibrations after fan blade out event // Proceedings of ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition GT2019, June 17-21, 2019.

[6] А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий. Газотурбинные двигатели. ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь, 2006.

[7] Arkhipov A.N., Karaban V.V., Putchkov I.V. The whole-engine model for clearance evaluation. Proc. Of ASME Turbo Expo 2009, GT2009-59259, 9p.

[8] Temis J., Selivanov A., Yakushev D., et. al. HPC design based on multidisciplinary numerical simulation. Proc. of 10th European conference on turbomashinery: fluid dynamics and thermodynamics, paper A183. pp. 787-796.

Расчет разрушающих напряжений в гладких и надрезанных образцах

К. Д. Каримбаев [1], Ю.А.Ножницкий [1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В упругом состоянии в образцах с надрезом в зоне концентрации значения напряжения существенно (~в 3 раза) превышают значения напряжений в аналогичных гладких образцах, тем не менее гладкие образцы из пластичного материала разрушаются при более низких значениях номинальных напряжений, чем надрезанные образцы того же диаметра. В данной работе рассмотрен подход, позволяющий не только дать объяснение этому факту, но и представить способ расчета того, на сколько значения номинальных напряжений в надрезанных образцах превышают значения напряжений в гладких

Calculation of destructive stresses in smooth and incised samples

K.D.Karimbaev [1], U.A.Nozhnitsky [1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

In the elastic state, in samples with an incision in the concentration zone, the stresses value is significantly (3 times) higher than the maximum stresses in smooth samples of the same cross-section. Nevertheless, smooth samples begin to break down earlier than incised ones, at lower nominal stresses in the minimum cross-section of samples.In this paper, an approach is considered than allows not only to explain in this fact? But also to present a method for calculating how much the value of the nominal stresses in the collapsing section of the incised samples exceed the values of similar stresses in smooth samples.

1 Введение

В 30-х годах прошлого столетия Н.Н. Давиденков с коллегами провел уникальные теоретические и экспериментальные работы для определения разрушающих напряжений [1]. Это была очень сложная методика с замораживанием напряжений, снятием шлицов и последующим определением остаточных напряжений и поэтому оказалась не практичной. В настоящее время в связи с развитием экспериментальной и расчетной техники появилась возможность развития методов Н.Н. Давиденкова по исследованию напряжений разрушения без таких сложностей.

Переход к исследованию разрушающих напряжений позволяет лучше понимать экспериментальные факты, связанные с разрушением. В данной работе это показано на примере противоречия надрезанных образцов, которые разрушаются при более высоких номинальных напряжениях чем гладкие, несмотря на то что, вначале в них возникают местные напряжения, намного (~3 раза) превышающие те, которые действуют в гладких.

Методика решения. Одним из основных результатов Н.Н. Давиденкова, полученного в упомянутых работах, является следующий вывод: - распределение осевых $\sigma_a(r)$, радиальных $\sigma_r(r)$, и тангенциальных напряжений $\sigma_t(r)$ в момент разрушения в минимальном сечении шейки образца выражаются параболическими соотношениями следующего вида:

$$\sigma_a = \sigma_i \frac{a}{2R}\left(1 - \frac{r^2}{a^2} + \frac{2R}{a}\right), \qquad (2)$$

$$\sigma_r = \sigma_t = \sigma_i \frac{a}{2R}\left(1 - \frac{r^2}{a^2}\right). \qquad (3)$$

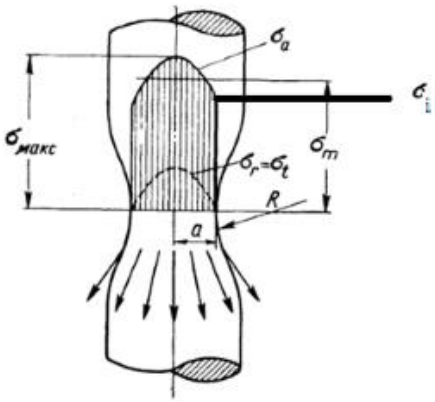


Рис.1. Основные параметры рассматриваемой задачи.

На рис. 1 приведены обозначения параметров формул (1) и (2): σ_a – распределение осевых напряжений в минимальном сечении шейки; $\sigma_{макс}$ – максимальное значение осевых напряжений – напряжение разрушения;σ_m-среднее значение осевых

напряжений в минимальном сечении шейки – номинальные (одномерные) напряжения разрушения; a – радиус минимального сечения во время разрушения; R – радиус кривизны шейки; σ_r u σ_t – радиальные и тангенциальные напряжения соответственно, зависящие от r – текущего значения радиуса $(0 \le r \le \alpha)$.

Параметр σ_i – это значение минимального осевого напряжения параболы Давиденкова (в минимальном поперечном сечении образца), и в в то же время — это максимальное осевое напряжение на поверхности образца.

Из найденного Н.Н. Давиденковым распределения, можно вывести следующие связи:

$$\sigma_i = \frac{\sigma_m}{\left(1+\frac{a}{4R}\right)} \qquad (3)$$

$$\sigma_a(r=0) = \sigma_{макс} = 2\cdot\sigma_m - \sigma_i \quad (4).$$

То есть определив из эксперимента номинальные, то есть усреднённые по площади, напряжения σ_m, и получившиеся геометрические параметры a и R (см.рис1.), по формулам 1-4 можно узнать напряженное состояние в минимальном сечении образца. В точке разрушения будет действовать максимальное эквивалентное напряжение

$$\sigma_{раз} = \sigma_a(r=0) = \sqrt{\sigma_a^2 + \sigma_t^2 + \sigma_r^2} \qquad (5)$$

В настоящее время существует возможность численного моделирования процесса растяжения рассматриваемых образцов вплоть до разрушения в центре минимального сечения, которая с точностью 4-6% приводит к таким же результатам, как и распределения Н.Н. Давиденкова.

Для такого моделирования необходимо иметь возможность достаточно четкого представления о кривых деформирования. В настоящей работе распределение деформаций на поверхности образца перед разрушением получено оптическим методом. При этом определяется деформация ε_i , которая соответствует деформациям в точках действия Давиденковских напряжений σ_i. Наличие этой связи $(\varepsilon_i . \sigma_i)$ даёт возможность определения пластического упрочнения кривой деформирования. В остальной (упругой) части кривая деформирования проводится методом построения истинной кривой деформирования [2] с учетом утонения образца.

Численное моделирование процесса растяжения проводится по явной схеме.

Сравнение расчетов разрушения гладких и надрезанных образцов показывает, что во время разрушения распределение осевых напряжений в гладких образцах представляет собой чистую параболу Давиденкова, а у надрезанного образца получается та же парабола (с тем же максимумом разрушающих напряжений и максимальных осевых напряжений), только с «ушами». Эти «уши» являются «остатками» высоких граничных напряжений, возникших в концентраторах напряжений ещё в упругом состоянии, когда на границе минимального сечения образца напряжения примерно в 3 раза превышали значение номинальных (усреднённых по площади) напряжений. Из полученных решений можно вывести формулу определяющую превышение значений средних напряжений надрезанных образцов над значениями средних напряжений гладких образцов:

$$\sigma_{m,н} - \sigma_{m,г} = \frac{\iint_S (\sigma_н - \sigma_г) dr d\varphi}{\pi a^2}$$

где α – радиус минимального сечения шейки во время разрушения, интегрирование ведется по всей площади минимального сечения во время разрушения S; $\sigma_н$ - напряжения в надрезанном образце –красная линия на рис.4, $\sigma_г$ - напряжения в гладком образце – синяя линия на рис.3

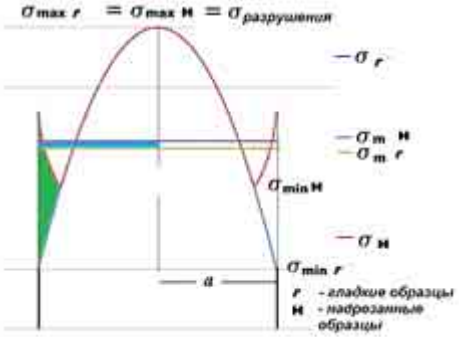


Рис.2 Общий вид распределений осевых напряжений при разрушении гладких и надрезанных образцов.

Выводы. Результаты работы позволяют сделать вывод о том, на современном уровне экспериментальных технологий и особенно резкого развития компьютерной техники появилась возможность использования результатов уникальных работ Н.Н. Давиденкова и проводить расчеты с учетом напряжений разрушения не только в цилиндрических образцах и получать результаты, недоступные при стандартном подходе.

Литература

[1] Н.Н. Давиденков, Н.И. Спиридонова Анализ напряженного состояния в шейке растянутого образца. Заводская лаборатория. 1945. №6, с.583с.

[2] И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич Расчёт на прочность деталей машин: справочник 3-е издание. М: Машиностроение, 1979-702 с ил.

СПОСОБ СНИЖЕНИЯ КРАЕВОГО ЭФФЕКТА В МЕСТАХ СКРЕПЛЕНИЯ БАЛЛОНОВ С ГАЗОМ

А.В. Самодуров[1]

[1] Государственный научный центр РФ «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», Москва

Целью данного исследования является проведение расчета напряжённо-деформированного состояния в местах скрепления и поиск возможности уменьшения напряжений. Для определения напряжённо-деформированного состояния многосекционной модели корпуса в расчёте рассматривается цилиндрическая оболочка с жёстким закреплением на торцах и нагруженная внутренним давлением.

METHOD OF REDUCING THE EDGE EFFECT AT THE CONNECTION POINTS OF GAS TANKS

A.V. Samodurov[1]

[1] State Scientific Centre of the Russian Federation «M.V. Keldysh Research Centre», Moscow, Russia

The purpose of this study is to calculate the stress-strain state at the bonding points and to search for the possibility of stress reduction. To determine the stress-strain state of a multi-sectional hull model, a cylindrical shell with rigid fastening at the ends and loaded with internal pressure is considered in the calculation.

1 Введение

Актуальность исследования заключается в его значении для проектирования и анализа конструкций в различных отраслях. Снижение краевого эффекта позволяет уменьшить напряжения в конструкции, что снижает риск локальных перегрузок и потенциальных разрушений.

2 Исследуемая модель

Типовая конструкция представлена на рис. 1.

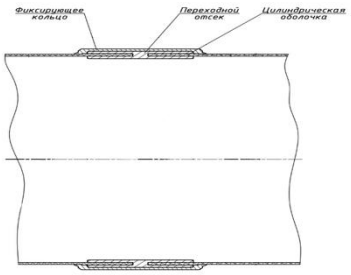


Рис. 1. Схема переходного отсека.

Проведены аналитические [1, 2] и численные расчёты [3] с применением программного комплекса ЛОГОС [4], показывающие значительные изгибные напряжения в области соединения.

3 Метод снижения напряжений

Для того, чтобы снизить в оболочке действие краевого эффекта был предложен переходной отсек, соединяющий между собой секции баллона, и по размерам сопоставимый с областью действия краевого эффекта.

Были проведены расчёты с учетом переходного отсека. Полученные результаты расчёта показывают, что вариант с применением переходного отсека для соединений секций баллона позволяет снизить изгибные напряжения в зоне соединения секций более чем в два раза.

4 Заключение

Были проведены расчёты с учетом переходного отсека. Полученные результаты расчёта показывают, что вариант с применением переходного отсека для соединений секций баллона позволяет снизить изгибные напряжения в зоне соединения секций более чем в два раза.

Список использованных источников

[1] Новожилов В.В. Теория тонких оболочек Л.: Судпромгиз, 1962, 431 с.

[2] Феодосьев В.И. Сопротивление материалов М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999, 590 с.

[3] Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике М.: Мир 1975, 543 с.

[4] Александрова О.Л., Барабанов Р.А., Дьянов Д.Ю., Косарим С.С., Наумов А.О., Спиридонов В.Ф., Филимонкин Е.А., Циберев К.В. Пакет программ Логос. Конечно-элементная методика расчета задач статической прочности конструкций с учётом физической и геометрической нелинейности. ВАНТ, 2014, 15 с.

РАЗДЕЛ XV

ДИНАМИКА

ИНТЕГРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПД-14 С САМОЛЕТОМ МС-21-310 ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОТСУТСТВИЯ ОПАСНЫХ ПОСЛЕДСТВИЙ ПРИ ВОЗМОЖНОМ ОБРЫВЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК

И.Л. Гладкий, М.В. Морозова, А.В. Новосёлов
АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В работе представлен перечень работ, выполненных на двигателе ПД-14 с целью сертификации по нормам летной годности АП-33 в части вопросов, связанных с безопасностью при обрывах рабочих лопаток и вопросов, связанных с интеграцией двигателя ПД-14 и воздушного судна МС-21-310

INTEGRATION OF THE PD-14 ENGINE WITH THE MS-21-310 AIRCRAFT TO ENSURE NO DANGEROUS CONSEQUENCES IN CASE OF POSSIBLE BLADE BREAKAGE

I.L. Gladkiy, M.V. Morozova, A.V. Novoselov
UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia

The paper presents a list of enhancements implemented for PD-14 engine for the purpose of certification according to AP-33 airworthiness standards in terms of issues related to safety in case of fan blade out event and issues related to integration of PD-14 engine and MC-21-310 aircraft.

При проектировании и сертификации двигателя ПД-14 на соответствие требованиям Норм летной годности АП-33 [1], в том числе решен комплекс вопросов по интеграции с самолетом МС-21-310 для исключения опасных последствий и минимизации рисков при обрыве рабочих лопаток.

При проектировании корпуса вентилятора, кроме решения вопроса локализации фрагментов оборвавшейся лопатки ее корпусом и минимизации вероятности появления опасных, связанных с двигателем последствий, применены конструктивные решения для минимизации вылета фрагментов оборванной лопатки вентилятора вперед, по направлению полета, минимизации повреждений воздухозаборника и минимизации возможности повреждения фюзеляжа воздушного судна.

При проектировании элементов соединения корпуса вентилятора и воздухозаборника применены специальным образом спроектированные противосрезные втулки, предотвращающие обрыв воздухозаборника после обрыва лопатки вентилятора. Эффективность работы противосрезных втулок была подтверждена испытаниями на вакуумном разгонном стенде на массовом имитаторе воздухозаборника и испытаниями на двигателе с самолетным воздухозаборником.

Испытание двигателя с обрывом рабочей лопатки проведено на самолетном пилоне, с самолетным воздухозаборником и самолетным реверсивным устройством.

По результатам испытаний двигателя с обрывом рабочей лопатки вентилятора и по результатам наземных частотных испытаний самолета МС-21-310 с двигателем ПД-14 верифицирована динамическая модель колебательной системы двигателя ПД-14 на крыле самолета, с помощью которой были определены нагрузки, действующие на крыло воздушного судна при обрыве лопатки и последующей авторотации.

По результатам испытаний двигателя с обрывом рабочей лопатки вентилятора и по результатам расчетно-аналитических работ определены размеры, массы, траектории разлета фрагментов лопаток, проходящие мимо корпусов двигателя.

Сертификационное испытание двигателя ПД-14 с обрывом рабочей лопатки вентилятора подтвердило отсутствие вылета фрагментов с большой энергией по оси двигателя вперед, подтвердило отсутствие существенных повреждений и отсоединения самолетного воздухозаборника и реверсивного устройства.

Поврежденный на испытаниях с обрывом рабочей лопатки вентилятора самолетный воздухозаборник дополнительно был подвергнут вибрационным

испытаниям, подтвердившим его прочность в результате воздействия повышенной вибрации.

Створки капота мотогондолы, которые отсутствовали на испытаниях с обрывом рабочей лопатки, были дополнительно рассчитаны на усилия от обрыва лопатки, полученные с верифицированной динамической модели, что подтвердило отсутствие их разрушения.

По результатам разборки и дефектации двигателя, подвергнутого преднамеренному обрыву рабочей лопатки вентилятора, были выполнены аналитические работы, подтверждающие отсутствие вредных выбросов в систему кондиционирования воздушного судна.

Список использованных источников

[1] Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. // МАК: Отв. Ред. В. К. Куевда., Москва / изд. ОАО «Авиаиздат», 2012. – 78 с.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СЕРТИФИКАЦИЯ ВОЗДУШНОГО СТАРТЕРА НА СООТВЕТСТВИЕ ТРЕБОВАНИЯМ СОВРЕМЕННЫХ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ АП-33 В ЧАСТИ ЛОКАЛИЗАЦИИ ФРАГМЕНТОВ РОТОРА

М.В. Морозова, И.Л. Гладкий,
АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В работе представлены результаты работ, выполненные в части сертификации воздушно-турбинного стартера двигателя ПД-14 по требованиям норм летной годности АП-33 в части вопросов, связанных с локализацией фрагментов ротора

DESIGN AND CERTIFICATION OF THE AIR STARTER TO MEET THE REQUIREMENTS OF AIRWORTHINESS STANDARD AP-33 IN TERMS OF ROTOR FRAGMENTS LOCALIZATION

M.V. Morozova, I.L. Gladkiy,
UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia

The paper presents the results of tasks performed in the part of certification of air-turbine starter of PD-14 engine according to the requirements of airworthiness standards AP-33 in the part of issues related to the localization of rotor fragments.

При проектировании и сертификации воздушно-турбинного стартера двигателя ПД-14 на соответствие норм летной годности АП-33 [1], был решен комплекс вопросов, связанных с подтверждением локализации фрагментов ротора корпусами стартера при возможном разрушении ротора.

По согласованию с сертификационными центрами был выбран способ сертификации стартера, обеспечивающий достаточно безопасное сочетание условий прочности ротора и способности бронезащиты локализовать фрагменты ротора.

Была спроектирована бронезащита стартера, обладающая минимальной массой и габаритами и обеспечивающая локализацию любых фрагментов ротора в случае возможного его разрушения. При проектировании бронезащиты была разработана новая аналитическая методика расчета непробиваемости, адаптированная к особенностям поведения брони при разрушении роторов агрегатов.

Было выполнено моделирование разрушения ротора и взаимодействие с бронезащитой в 3D постановке методом конечных элементов с использованием механических характеристик материала бронезащиты при высоких скоростях деформирования, определенных по методу Гопкинсона-Кольского.

Были разработаны и реализованы мероприятия, предотвращающие раскрытие стыков корпусов стартера при разрушении ротора.

Были разработаны и реализованы конструктивные решения, подобраны материалы для обеспечения отсутствия опасных последствий при выходе из строя упорного подшипника ротора в условиях масляного голодания.

Были успешно использованы особенности конструкции ротора стартера, минимизирующие вылет фрагментов разрушившегося ротора через окна выхода воздуха из воздушного стартера.

На испытаниях стартера с разрушением ротора были реализованы мероприятия для однозначного подтверждения того, что при разрушении ротора не образуются фрагменты с высокой энергией.

Были выполнены расчетно-аналитические работы по разработке способа доработки ротора стартера для обеспечения его разрушения на нужное количество фрагментов нужной формы на заданной частоте вращения ротора для реализации наиболее опасного сценария разрушения.

Были отработаны методики проведения испытаний и успешно проведены испытания стартера по подтверждению «радиальной локализации» и «осевой локализации» фрагментов ротора, подтвердившие отсутствие появления фрагментов с

высокой кинетической энергией при разрушении ротора.

Список использованных источников

[1] Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. // МАК: Отв. Ред. В. К. Куевда., Москва / изд. ОАО «Авиаиздат», 2012. – 78 с.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЁТА ПОПАДАНИЯ ПТИЦЫ В ПЛАСТИНУ В ПО ЛОГОС И КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНЫМ АНАЛИЗОМ В ИМПОРТНОМ ПО

Э.Х. Бекназарова[1], Е.В. Аксёнов[1]
[1] ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара

Попадание птиц в воздухозаборник является распространённой проблемой в аэрокосмической промышленности и может привести к серьёзным повреждениям элементов газотурбинных двигателей. Баллистический желатин часто используется в качестве заменителя настоящих птичьих тушек при испытаниях на птицестойкость. В данной работе приведены результаты оценки сходимости с экспериментальным исследованием попадания имитатора птицы в плоскую пластину в двух программных продуктах ЛОГОС и методом конечно-элементного анализа в импортном ПО.

COMPARATIVE ANALYSIS OF BIRD STRIKE ON A FLAT PLATE SIMULATION RESULTS FOR LOGOS AND THE FINITE ELEMENT METHOD FOREIGN SOFTWARE

E.Kh. Beknazarova[1], E.V. Aksenov[1]
[1] PJSC «UEC-Kuznetsov», Samara, Russia

Bird strike in the air intake is a common problem for the aerospace industry and can cause serious damage to gas turbine engine components. Ballistic gelatin is often used as a substitute for real bird carcasses during bird strike testing. In this paper the analysis of results convergence evaluation for LOGOS and the finite element method foreign software and experiment for bird imitator strike on a flat plate is presented.

1 Введение

Проведение сложных быстротекущих процессов с большими деформациями за доли миллисекунд в авиационной индустрии может быть реализовано в импортном ПО в области расчётов явной динамики. Однако, в рамках программы импортозамещения, реализовать данные процессы в настоящее время удалось и в отечественном ПО ЛОГОС. Целью данной работы является сравнительный анализ результатов экспериментального исследования попадания желатинового снаряда, имитирующего птицу, в пластину [1].

Численное моделирование используется для повторения результатов эксперимента и оценки динамической реакции баллистического желатинового снаряда.

2 Расчётная модель

Схема исследуемой модели представлена на рисунке 1.

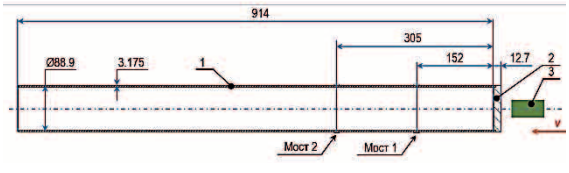


Рис. 1 Исследуемая модель, мм: 1 – труба; 2 – пластина; 3 – птица; Мост 1 – место установки датчика № 1; Мост 2 – место установки датчика № 2

Баллистический снаряд (далее птица) выстреливает в пластину, прикреплённую к длинной трубе. Все габариты в расчётной модели приняты в соответствии с экспериментальным исследованием. Динамическая нагрузка измеряется в двух местах относительно пластины с помощью тензометрических датчиков.

Трёхмерная модель и конечно-элементная модель (КЭМ) создавались в ПО ЛОГОС. Материал трубы и пластины – алюминиевый сплав, материал птицы – девятая модель материала (импортное ПО) и модель «Без прочности» (ЛОГОС) с уравнением состояния Грюнайзена. Начальная линейная скорость птицы составляет 153,6 м/с. Продолжительность процесса – 0,5 мс.

3 Заключение

Выполнен расчётный анализ последствий попадания птицы в пластину в двух программных продуктах. В виду незначительного расхождения по временным шагам между ПО ЛОГОС и методом конечно-элементного анализа в

импортном ПО, результаты, полученные в ПО ЛОГОС приведены к временным шагам импортного ПО методом линейной интерполяции.

По результатам сравнительного анализа установлено:

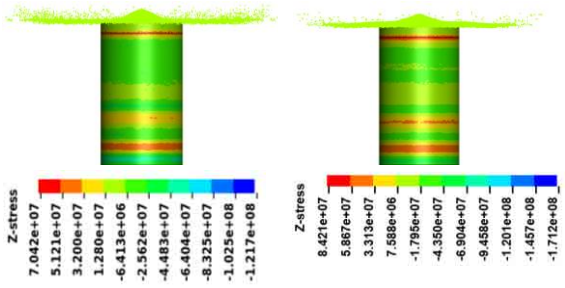
— контакт «с эрозией» в импортном ПО для данной постановки задачи не даёт схожую картину с экспериментом. Сквозное проникновение исчезает в v. MPP d R11.2.0;

— неоднократно подтверждается сложность настройки задачи в импортном ПО по сравнению с ПО ЛОГОС;

— ПО ЛОГОС позволило без дополнительных настроек в первом приближении получить положительные результаты (высокая степень сходимости как с результатами эксперимента, так и с результатами импортного ПО).

— траектория и скорости частиц в обоих ПО практически идентичны;

— общий вид деформирования пластины после попадания птицы схож с результатом из экспериментального исследования (рисунок 2).



1 2

3

Рис. 2 Попадание желатинового снаряда в ударную пластину со скоростью 153,6 м/с: 1 – импортное ПО; 2 – ПО ЛОГОС; 3 – научный эксперимент

Авторы выражают благодарность ООО «Саровский Инженерный Центр» за помощь в реализации проведения расчёта в ПО ЛОГОС.

Список использованных источников

[1] Seidt J.D., Pereira J.M., Hammer J.T., Gilat A., Ruggeri C.R.. Dynamic Load Measurement of Ballistic Gelatin Impact Using an Instrumented Tube: NASA/TM–2012-217661. Cleveland, Ohio, USA, 2012. 16 p.

О ВЛИЯНИИ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА РЕЗУЛЬТАТЫ ЧАСТОТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЛОПАСТЕЙ ВИНТОВ

А.В. Смотров, О.С. Мамедов, Н.Г. Клюкин, А.В. Фролов
ФАУ «ЦАГИ», Жуковский

На практических примерах проиллюстрировано влияние правильности обеспечения граничных условий выполнения частотных испытаний на точность определения динамических характеристик вертолетных лопастей, которые схематизируются, как консольные балки. Показано, что введение в динамическую систему дополнительных звеньев искажает значения частот резонансных колебаний и может привести к раздвоению тонов.

On the influence of boundary conditions on the rotor blades ground vibration tests results

A.V. Smotrov, O.S. Mamedov, N.G. Klyukin, A.V. Frolov
TsAGI, Zhukovsky, Russia

Practical examples illustrate the boundary conditions correctness effect for performing frequency tests on the accuracy of determining the helicopter blades dynamic characteristics. Helicopter blades are schematized like cantilever beams. It is shown that the introduction of additional links into the dynamic system distorts the resonant vibrations frequency values and can lead to doubling up of tones.

1 Введение

Известно [1], что экспериментальное определение динамических характеристик элементов авиаконструкций и моделей выполняется при наземных частотных испытаниях (НЧИ), как правило, с применением силового способа возбуждения, причем обычно применяется либо метод «фазового резонанса» (возбуждение колебаний гармоническими сигналами с пошаговым изменением частоты возбуждающей силы), либо метод свободных затухающих колебаний. Считается, что в настоящее время вопросы аппаратно-программного обеспечения НЧИ достаточно хорошо проработаны и не вызывают сколько-нибудь серьезных затруднений у специалистов, проводящих испытания. В большинстве случаев даже удается учесть или вообще исключить паразитное влияние на регистрируемые характеристики средств возбуждения колебаний и систем сбора информации. Однако остался еще один аспект, который не всегда привлекает должное внимание специалистов – правильность (корректное обеспечение) выбранного вида граничных условий выполнения экспериментов [2]. Так принято полагать, что упругое вывешивание испытываемого объекта для НЧИ с помощью системы амортизаторов или пневмоопор является непростой задачей, а вот шарнирное или, тем более, консольное закрепление, например, лопасти винта, – имеет относительно простые технические решения.

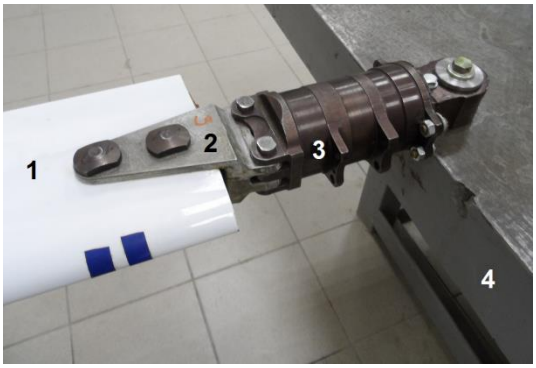
Многолетний опыт проведения НЧИ в ЦАГИ различных «простых» конструкций, которые можно схематизировать, как консольные балки, показывает, что нестрогое обеспечение условий такой заделки приводит не только к смещению измеряемых значений собственных (резонансных) частот колебаний, но и способствует появлению «лишних» тонов (тона, которые отсутствуют в реальных условиях эксплуатации). В настоящем докладе на практических примерах НЧИ лопастей винтов вертолетов проиллюстрировано влияние на результаты различных вариантов граничных условий, близких к консольной схеме.

2 Основная часть

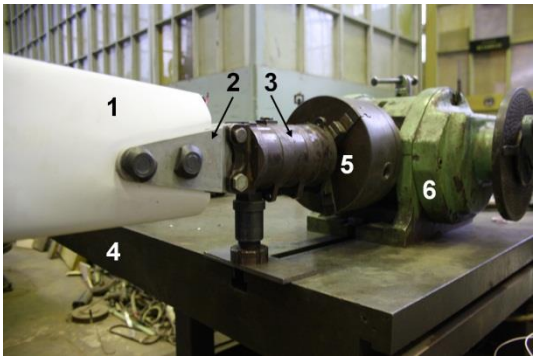
Цель НЧИ в рассматриваемых примерах состояла в экспериментальном определении динамических характеристик лопастей винтов вертолетов. Данные были необходимы для верификации и коррекции расчетных схем в исследованиях аэроупругости, а также для обеспечения вибропрочности при испытаниях в аэродинамической трубе и на гоночной площадке. Регистрация динамических характеристик производилась по методикам ЦАГИ [1, 3].

При НЧИ обычно лопасти рулевого винта вертолета 1, оснащенные вилкой 2, фиксируют в

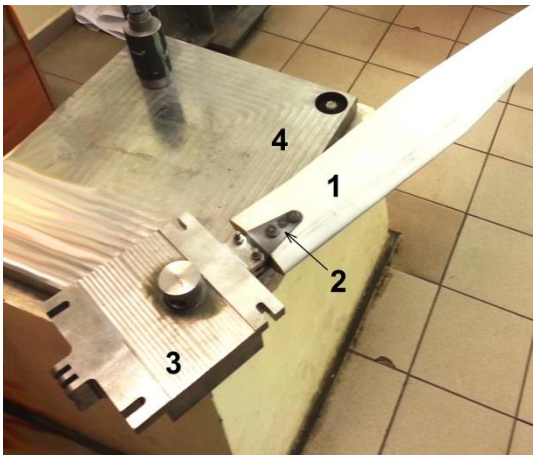
натурном рукаве или имитаторе гребенки втулки винта 3 (**Рис. 1**), которые затем закрепляют на массивном основании 4 (иногда с помощью токарного патрона 5 и тисков 6). Вид этого массивного основания, его конструктивные особенности и составные части нередко вносят решающий вклад в то, насколько имеющиеся граничные условия являются соответствующими классической консольной заделке.



а



б



б

Рис. 1. Пример фиксирования лопасти в рукаве (*а, б*) или имитаторе гребенки (*в*) втулки винта

В общем случае для того, чтобы вызвать все требуемые тона, собственных (резонансных) колебаний испытываемой конструкции, необходимо приложить внешнюю возбуждающую силу в различных точках и в нескольких направлениях (плоскостях). Однако на практике из-за различных технических, организационных и временных ограничений в ходе НЧИ исполнители стараются как можно реже выполнять перестановки системы возбуждения или самого объекта испытаний. Наилучшим решением для правильности обеспечения граничных условий вида «консольная заделка» служит так называемая пирамида, находящаяся на 1-м этаже испытательного зала, представляющая собой развязанный с фундаментом здания железобетонный монолит объемом не менее 1 м^3.

Нередко исследователям приходится приспосабливать в качестве основания то, что, по их мнению, не будет сильно искажать результаты НЧИ. В качестве иллюстрации на **Рис. 2** дана фотография первоначального (некорректного) варианта закрепления лопасти при НЧИ на массивной силовой раме. Несоблюдение правильности граничных условий привело к скручиванию полки швеллера при колебаниях лопасти, т.е. фактически к трансформации «консольной заделки» в «шарнирное закрепление». Хотя силовая рама, привинченная к прогонам испытательного зала, выполнена (сварные соединения) из стального калиброванного профиля: квадрата 200 мм и швеллеров 160 × 5 мм, масса всей рамы составляет более 7 т.

Рис. 2. Пример испытательного стенда НЧИ лопасти с закрепления ее на силовой раме

Неплохой заменой упомянутой пирамиды может быть тяжелая (массой 2-3 т) чугунная или стальная плита, например, поверочная или разметочная. Но и в этом случае желательно, чтобы она была закреплена на силовом полу (**Рис. 3**).

Правильность обеспечения граничных условий НЧИ напрямую зависит от количества сборных узлов испытываемого объекта, являющихся звеньями динамической, колеблющейся, системы (куда, в общем случае, могут еще входить элементы систем возбуждения и измерения колебаний), подвергающейся испытаниям:

– лопасть – вилка – рукав (гребенка) – массивное основание («жесткое» закрепление),

– лопасть – вилка – рукав (гребенка) – массивное основание – токарный патрон – тиски («мягкое» закрепление).

Рис. 3. Пример испытательного стенда НЧИ лопасти с закрепления ее на силовой плите [4]

Для иллюстрации сказанного ниже приведены результаты НЧИ (**Таб. 1** и **2**) двух серий разных лопастей – значений отнормированных резонансных частот $\overline{f}_i$ и логарифмических декрементов ϑ_i низших тонов колебаний. Все результаты получены при бесконтактном съеме информации с использованием методики ЦАГИ [5], поэтому какого-либо влияния на регистрируемые данные средства измерений не оказывали. Нормированное возбуждение колебаний при НЧИ во всех случаях производилось с помощью одного и того же силоизмерительного молотка. Между собой (по каждой серии лопастей) НЧИ различаются только видом граничных условий: А – «жесткое» закрепление (см. **Рис. 1-*а***), Б – «гибкое» закрепление (см. **Рис. 1-*б***).

Таб. 1 – Сравнение результатов НЧИ лопасти № 1

Наименование тона резонансных колебаний	А		Б	
	$\overline{f}_1$	ϑ_1	$\overline{f}_1$	ϑ_1
Изгиб 1-го тона в плоск. наименьшей жесткости	1	0,042	0,99	0,034
Изгиб 1-го тона в плоск. наибольшей жесткости	3,03	0,014	3,00	0,044
Изгиб 2-го тона в плоск. наименьшей жесткости	4,43	0,036	4,38	0,068
Изгиб 3-го тона в плоск. наименьшей жесткости	11,06	0,104	10,6	0,06
Кручение 1-го тона	14,6	0,045	14,8	0,045
Изгиб 2-го тона в плоск. наибольшей жесткости	16,2	0,048	18,2	0,074

Как видно из приведенных в **Таб. 1** и **2** данных правильность граничных условий при прочих равных факторах, которые могут повлиять на значения динамических характеристик, значительно изменяет динамическую (колеблющуюся) систему и вносит иногда определяющий вклад в регистрируемые величины резонансных частот колебаний. Показано, что введение в систему дополнительных элементов (сборных узлов) снижает значения резонансных частот низших, как правило, 3-4 тонов колебаний. Причем стоит еще раз подчеркнуть, что указанные выше сравнительные НЧИ выполнялись с одними и теми же объектами испытаний, при использовании одного и того же набора средств возбуждения и измерения колебаний. Все различия заключались в добавлении или отсутствии в системе закрепления токарного патрона и тисков.

Таб. 2 – Сравнение результатов НЧИ лопасти № 2

Наименование тона резонансных колебаний		А		Б	
		$\overline{f}_2$	ϑ_2	$\overline{f}_2$	ϑ_2
Изгиб 1-го тона в плоск. наименьшей жесткости		1	0,044	0,98	0,025
Изгиб 1-го тона в плоск. наибольшей жесткости	В противо-фазе с плитой	5,05	0,039	3,49	0,078
	Совместно с плитой			5,08	0,045
Кручение 1-го тона		12,6	0,029	12,8	0,029
Изгиб 2-го тона в плоск. наименьшей жесткости		15,8	0,046	16,0	0,046
Изгиб 3-го тона в плоск. наибольшей жесткости	В противо-фазе с плитой	23,0	0,151	23,4	0,078
	Совместно с плитой	23,8	0,172		
Изгиб 2-го тона в плоск. наибольшей жесткости		32,9	0,173	33,6	0,173

Авторы специально не изучали влияние на результаты НЧИ конструкций, которые можно схематизировать в виде консольной балки, такого фактора, как эффект от усилия затяжки болтов и конфигурации контактирующих поверхностей соединяемых деталей. В приведенных в качестве примеров НЧИ лопастей значение момента затяжки каждого болтового соединения составляло ≈8 кГ·м. Эта проблема достаточно подробно исследована, например, в работе [6], где доказано, что резонансная частота колебаний сборных узлов с ростом величины момента затяжки болтов повышается по экспоненциальному закону до определенного, граничного значения, причем желательно обеспечить большую контактную площадь соединяемых деталей.

Все выше сказанное хорошо согласуется с известным выражением для круговой частоты $\omega_i = 2\pi f_i$ собственных колебаний консольной балки с постоянными вдоль пролета параметрами [7]:

$$\omega_i = (\alpha l)_i^2 \sqrt{\frac{EJ}{ql^4}}, \qquad (1)$$

где $(\alpha l)_i$ – частотный коэффициент i-й формы колебаний, зависящий, в том числе от типа заделки; l – длина консоли; EJ – жесткость сечения консольной балки при изгибе; q – погонная масса балки.

Известно [8], что при жестком закреплении консольной балки низшие частоты колебаний удовлетворяют следующим выражениям:

$$\omega_1 = 3{,}52\sqrt{\frac{EJ}{ql^4}};\ (\alpha l)_1 = 1{,}875; \quad (2)$$

$$\omega_2 = 22{,}0\sqrt{\frac{EJ}{ql^4}};\ (\alpha l)_2 = 4{,}694; \quad (3)$$

$$\omega_i = \frac{(2i-1)^2}{4}\pi^2\sqrt{\frac{EJ}{ql^4}} \text{ при } i > 2. \quad (4)$$

Если же консольная балка имеет «гибкое» закрепление, тогда необходимо учитывать угловую жесткость опоры:

$$\bar{h} = \frac{hl}{EJ}, \quad (5)$$

где h –коэффициент угловой жесткости,
а также линейную жесткость опоры:

$$\bar{W} = \frac{Wl^3}{EJ}, \quad (6)$$

где W –коэффициент линейной жесткости.

Появление упругости в заделке приводит к снижению величин частотных коэффициентов. Так, например, резонансная частота 1-го тона уменьшается в $\left(\frac{1{,}875}{(\alpha l)_1}\right)^2$ раз, а 2-го тона в $\left(\frac{4{,}694}{(\alpha l)_1}\right)^2$ раз. В худшем случае, при малой жесткости задели, колебания консоли как твердого тела могут быть более значительными, чем упругие.

Появление дополнительных резонансных тонов колебаний (не характеризующих жесткость сечения), в том числе их раздвоение, могут вводить в заблуждение экспериментаторов, являются «паразитным» фактором при валидационных исследованиях вертолетных лопастей, целью которых является уточнение расчетных схем винтов.

3 Заключение

Правильность выбора граничных условий при проведении НЧИ даже таких конструкций, которые можно схематизировать, как консольные балки, в значительной мере влияет на точность определения динамических характеристик. Введение в динамическую систему дополнительных звеньев искажает регистрируемые данные, приводит к близости частот колебаний исследуемого деформируемого тела и элементов заделки, которые должны представлять собой твердое тело. В качестве рекомендации можно предложить при НЧИ объектов, которые схематизируются консольными балками, использовать опыт ЦАГИ, в том числе, создавать испытательные стенды с основанием в виде массивной пирамиды, развязанной с полом фундамента здания.

Список использованных источников

[1] Карклэ П.Г., Малютин В.А., Мамедов О.С., Поповский В.Н., Смотров А.В., Смыслов В.И. О современных методиках наземных испытаний самолетов в аэроупругости / Труды ЦАГИ, 2012, вып. 2708. – С. 1-34.

[2] Микишев Г.Н., Рабинович Б.И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М.: Машиностроение, 1971. – С. 347-352.

[3] Смотров А.В., Смотрова С.А. Перспективные методы и средства определения динамических характеристик материалов и конструкций / Сборник выступлений участников Всероссийской научно-технической конференции «Современное состояние методов, средств и метрологического обеспечения экспериментальных исследований, испытаний и эксплуатации изделий авиационной и ракетно-космической техники» (27.-28.10.2015, Москва). М.: ITE Moscow, 2015. – С. 29-33.

[4] Насонов В.А., Смотров А.В., Смотрова С.А. Сравнение динамических характеристик серийных и новой композитной лопастей рулевого винта вертолета / Труды ЦАГИ, 2011, вып. 2698. – С. 215-220.

[5] Смотров А.В., Смотрова С.А., Зайцев М.Ю., Юрьев А.Ю. Технология бесконтактных частотных испытаний композитных элементов силовых установок и винтомоторных групп воздушных судов / Материалы Межотраслевого семинара памяти профессора Т.Д. Каримбаева «Применение композиционных материалов в двигателестроении» (12.-14.09.2023, Москва). М.: ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2023. – С. 58-60.

[6] Куц М.С. Экспериментальное исследование влияния усилия затяжки болтов на резонансные частоты консольно закрепленной балки / Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2018, № 9 (702). – С. 37-43.

[7] Ананьев И.В., Беляев М.М. Техника измерения колебаний. М.: Издательство Бюро новой техники, 1947. – С. 127-128.

[8] Пономарев С.Д., Бидерман В.Л., Лихарев К.К. и др. Расчеты на прочность в машиностроении. Т. III: Инерционные нагрузки. Колебания и ударные нагрузки. Выносливость. Устойчивость; [под ред. проф. С.Д. Пономарева]. М.: МАШГИЗ, 1959. – С. 294-299.

УТОЧНЕНИЕ МОДЕЛЕЙ РОТОРНЫХ СИСТЕМ ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА И ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ

С.В. Семенов[1]
[1] ПНИПУ, Пермь, Россия,
svsemenov@pstu.ru

Одной из важнейших задач, решаемых в процессе проектирования авиационных двигателей, является исключение опасных вибраций. Для современных газотурбинных двигателей решение данной задачи напрямую зависит от точности используемых при их проектировании математических моделей. Для их уточнения предлагается использовать экспериментальный модальный анализ. Осуществление минимизации целевой функции, учитывающей собственные частоты и формы колебаний модели, производилось с помощью генетических алгоритмов. Апробация методика осуществлена на модельной экспериментальной установке. Показано, что предлагаемый метод может быть использован для моделирования вибрационного поведения газотурбинных двигателей.

UPDATING OF GTE ROTOR SYSTEM MODELS USING MODAL ANALYSIS AND NUMERICAL OPTIMIZATION METHODS

S.V. Semenov[1]
[1] PNRPU, Perm, Russia,
svsemenov@pstu.ru

One of the most important tasks solved in the process of designing aircraft engines is the elimination of dangerous vibrations. For modern gas turbine engines, the solution to this problem directly depends on the accuracy of the mathematical models used in their design. To update them, it is proposed to use experimental modal analysis. Minimization of the objective functions taking into account the natural frequencies and vibration modes of the model was carried out using genetic algorithms. The methodology was tested on a model experimental setup. It is shown that the proposed method can be used to model the vibration behavior of gas turbine engines.

1 Введение

Одной из важнейших проблем при проектировании авиационных двигателей является возможность возникновения повышенных вибраций, способных привести к их разрушению. Специфика борьбы с данной проблемой заключается в том, что многие потенциальные причины повышенных вибраций закладываются на самых ранних этапах проектирования [1]. Основными источниками вибрации в газотурбинных двигателях являются роторы [2]. Для их своевременного обнаружения и устранения требуется постоянное совершенствование математических моделей, использующихся при проектировании двигателя. В том числе, за счет их уточнения по результатам экспериментальных исследований.

Наиболее распространенными моделями роторных систем сегодня являются одномерные конечно-элементные модели, базирующихся на упрощенных конструкторских CAD-моделях деталей, а также справочной информации о применяемых в них материалах. В сочетании с невозможностью корректного воспроизведения распределения масс, жесткостей, а также характеристик соединений деталей (к примеру, наличия в них «пережестченности» фланцевых соединений [3]), данные модели для адекватного воспроизведения динамических характеристик моделируемых роторных систем должны быть обязательно подвергнуты корректировке [4]. В случае даже достаточно подробных трехмерных моделей с большим количеством элементов должен использоваться такой же подход. Характеристики соединений, опор и других узлов в них, реализованные, в том числе, с помощью суперэлементов, также требуют уточнений.

Методы уточнения конечно-элементных моделей роторных систем по экспериментальным данным относятся к задачам нелинейной многомерной оптимизации и могут быть разделены на две группы:

базирующиеся на определении модальных характеристик системы и использующие отклик системы на внешние вынуждающие силы [5]. Для решения оптимизационных задач зачастую используются метод градиентного спуска, метода Ньютона, а также методы на его основе, к примеру, алгоритм Бройдена-Флетчера-Гольдфарба-Шанно [6]. Однако для решения задачи уточнения КЭМ наибольшее распространение получили такие итерационные методы, как метод роя частиц (particle swarm optimization, PSO) и генетические алгоритмы [7].

В работе рассматривается подход к уточнению моделей роторных систем, созданных с использованием субструктурного подхода, заключающегося в разбиении исходной модели на отдельные конечно-элементные субструктуры, которые в последующем могут быть редуцированы и экспериментально уточнены по модальным характеристикам, полученным с помощью экспериментального модального анализа. Уточнение конечно-элементной математической модели (КЭМ) с использованием результатов модального анализа подразумевает поузловое выравнивание расчетной и балочной экспериментальной моделей, а также последующее изменение структурных параметров математической модели (модуль упругости, геометрические размеры модели и пр.) до момента, когда будет определен минимум следующей целевой функции:

$$\Xi = \sum_{i=1}^{N}(|f_{\text{эксп},i} - f_{\text{КЭМ},i} -|) + P_q \sum_{i=1}^{N}\left(\left|\frac{Q_{\text{эксп},i} - Q_{\text{КЭМ},i}}{Q_{\text{эксп},i}}\right|\right) + P_m \sum_{i=1}^{N}(1 - MAC(V_{\text{эксп},i}, V_{\text{КЭМ},i})$$

Где:

Ξ – целевая функция;

N – количество определяемых собственных частот и соответствующих им форм колебаний;

$f_{\text{эксп},i}$, $f_{\text{КЭМ},i}$ – собственные частоты из эксперимента и КЭМ;

$Q_{\text{эксп},i}$, $Q_{\text{КЭМ},i}$ – модальные масштабные коэффициенты из эксперимента и КЭМ;

$V_{\text{эксп},i,}$, $V_{\text{КЭМ},i}$ – собственные векторы форм колебаний, полученные экспериментальным способом и из КЭМ;

MAC – оператор критерия корреляции форм колебаний.

Минимизация данной функции осуществлялась с помощью генетического алгоритма.

Отработка методики осуществлена на основе экспериментальной роторной установке. Экспериментальный модальный анализ осуществлялся с помощью трёхкомпонентной сканирующей лазерной виброметрии (см. рисунок 1).

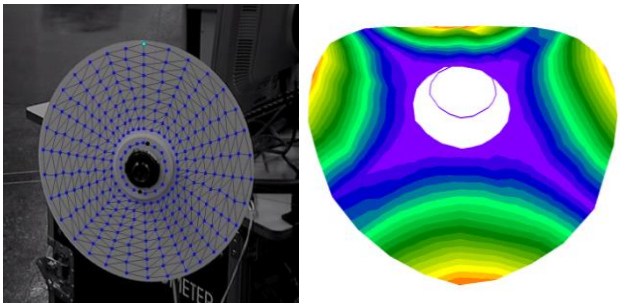


Рис. 1. Сетка сканирования гибкого диска модельной роторной установки при проведении экспериментального модального анализа с помощью трехкомпонентной лазерной виброметрии (а) и пример определенной с помощью нее формы (б)

Качество уточнения КЭМ определено путем сравнения критических частот роторной системы, полученных расчетным и экспериментальным способами. Показано, что предлагаемый метод может быть использован для моделирования вибрационного поведения газотурбинных двигателей на этапе их проектирования.

Список использованных источников

[1] Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. - Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1204 с.

[2] Иноземцев А.А. Нихамкин М.А. Динамика и прочность авиационных двигателей и энергетических установок. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2008. – Т. 4. – 199 с.

[3] Dynamic Analysis Of Rotors: Comparison Bet ween the Simplified One-Dimensional Results and Those Obtained Through 3-D Modeling / A. R. D. Rodrigues, S. M. A. G. U. de Melo, A. R. M. de Oliveira // Proceedings of AIMETA 2013 - 22nd Congress of the Italian Association of Theoretical and Applied Mechanics. — 2013. — P. 1–11

[4] Miao H., Karpenko M., Penny J.E.T., Friswell M.I. Model updating and validation of a dual-rotor system // Proceedings of ISMA 2014 International Conference on Noise and Vibration Engineering. — Leuven, Belgium: KU Leuven, 2014. — P. 2671–2686

[5] Ozkok B., Weltin U. Iterative Finite Element Model Updating Using Hybrid Meta-Heuristic Optimization Algorithms // Proceedings of the 13th World Multi-Conference on Systemics, Cybernetics and Informatics: WMSCI 2009. – Orlando, Florida, USA, 2009. – P. 1–6

[6] Pugachev A.O. и др. Structural dynamics optimization of rotor systems for a small-size turboprop engine // Journal of Propulsion and Power. 2015. Т. 31. № 4. С. 1083–1093.
[7] Kang Y., Wang S., Zhang Y., Xu Y., Li Y. Model updating for rotor-discs system and its application in dynamic coefficients identification of journal bearings // Measurement. – 2020. – Vol. 165. – Article 108645.

ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ РОТОРНЫХ СИСТЕМ ГТД ПУТЕМ АНАЛИЗА ИХ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

А.И. Зубко, В.А. Лукин
ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК - УМПО», Москва

Аннотация

Диагностика сложных динамических систем, таких как авиационные газотурбинные двигатели, имеет ряд особенностей вызванных особенностями конструкции и условиями их эксплуатации.

Рассматривается комплексное использование результатов проведения расчетного и экспериментального модального анализа, исследования модельного ротора с использованием методов вибродиагностики при работе в вакуумном разгонно-балансировочном стенде и в составе работающего двигателя. Изменение значений динамических параметров при изменении величин внешних и внутренних факторов более чувствительны к появляющимся и развивающимся отклонениям и неисправностям.

Такой подход позволил более качественно описать картину развития повреждений и на этой основе разработать новые способы вибродиагностики, позволяющие получить диагностические модели, позволяющие более точно определить техническое состояние для конкретного изделия.

DIAGNOSTICS OF CHANGES IN THE TEHNICAL CONDINION OF ROTARU TURBINE INGINE SYSTEMS BY ANALYZING THEIR DYNAMIC PARAMETERS

A.I. Zubko, V.A. Lukin
A. Lyulka Desidn Bureau – a branch of the United Engine Corporation – Ufa Engine Industrial Association, Moscow

Abstract

Diagnostics of complex dynamic systems, such as aircraft gas turbine engines, has number of difficulties caused by the design features and operating conditions.

The article considers the complex use of the results of computational and experimental modal analysis, studies of a model rotor using vibration diagnostics methods when operating in a vacuum acceleration and balancing stand and as part of a running engine. Changes in the values of dynamic parameters with changes in the values of external and internal factors are more sensitive to emerging and developing deviations and malfunctions.

1. Введение

Авиационные двигатели, предназначенные для применения в составе боевых летательных аппаратов, эксплуатируются в широком диапазоне изменения параметров полета. Особенности выполнения полетных заданий требуют обеспечения стабильности функционирования при быстром изменении внешних условий, режимов работы. Следствием этого является широкий спектр переменных нагрузок на все механические элементы конструкции двигателя, и в первую очередь на роторную систему и подшипники ее опор.

Многофакторность и переменчивость внешних условий вызывает облако состояний, при котором сложно прослеживается взаимосвязь между источником колебаний и изменением реакции системы при развитии повреждений и неисправностей.

В настоящее время разработано много способов вибродиагностики роторов, но ни один из них не дает точного и полного ответа для сложных механических систем, что делает это направление диагностики постоянно актуальным.

При старении авиационной техники с различной скоростью, одновременно происходят изменения технического состояния всех ее

составляющих элементов. Оценить степень деградации и критичности призваны разрабатываемые способы, основанные на ранее не использовавшихся или использовавшихся в недостаточной степени исходных данных или их недостаточного комплексного набора.

2. Использование комплексного подхода к исследованию роторных систем

Предлагается проводить анализ системы путем исследования поведения и изменения технического состояния при развитии неисправности отдельных выделенных элементов при воздействии минимального количества постоянных и переменных внешних и внутренних факторов.

Такой анализ, в нашем примере, состоит из расчетных этапов и экспериментальной верификации расчетных моделей, на физической модели, функционирующей в ограниченном спектре внешних воздействий. Ставшие уже классические расчеты роторных систем дополнены проведением экспериментального модального анализа группы роторов, имеющих при изготовлении и сборке индивидуальный набор отклонений в пределах заложенных допусков, и которые сложно прогнозировать при проведении конструкторских и расчетных работ.

В результате расчетные характеристики, такие как частотные и другие, дополняются и расширяются введением возможного допустимого диапазона их изменения, а для конкретного изделия формируется раздел паспорта вибрационного состояния характеризующий исходный портрет.

Определение отклика ротора, на воздействие вибрации в статическом состоянии, позволяет предполагать индивидуальные особенности его поведения при работе в составе ГТД. [1]

Качественно проведенный экспериментальный модальный анализ группы однотипных роторов позволяет разработчику и производителю проанализировать и охарактеризовать основные тенденции отклонений от требований технической документации, выявить их причины, установить предельные значения определяемых параметров для отбраковки некачественных роторов на начальном этапе изготовления двигателя.

Незначительные отклонения в технологии изготовления и сборки, которые сложно контролируемые по ряду причин при производстве, и которые могут заметно повлиять на снижения ресурсов двигателя при его эксплуатации, могут и должны выявляться при использовании экспериментального модального анализа в системе технического контроля. [2]

Результат достигается путем исследования характеристик жесткости, условного демпфирования, определения резонансных зон, в том числе и за пределами частотного диапазона работы роторов.

Подтверждение полученных характеристик и мод колебаний, выявление индивидуальных и массовых особенностей роторных систем, в том числе при имитации (введении) наиболее критичных неисправностей было получено в процессе исследования в вакуумном разгонно-балансировочном стенде. Отсутствие тепловых и аэродинамических нагрузок при проведении исследований позволяет выявить индивидуальные особенности роторной системы, которые сложно определить другими способами и которые могут проявляться в критических ситуациях, вызывая плохо прогнозируемые, в том числе и тяжелые последствия.

Исследования выполняются в темпе изменения частоты вращения ротора, задаваемой оператором, что позволяет многократно «растянуть» экспериментальные частотные характеристики и исследовать особенности их изменения, которые не могут быть получены при исследованиях ротора в составе ГТД. Вызвано это не только определенной дискретностью частоты вращения ротора работающего двигателя, но и невозможностью установки дополнительных датчиков для определения параметров его механических колебаний.

Определение не только характеристик, но и форм колебаний в конкретных их диапазонах, при увязке с конструктивными особенностями, расчетными данными и результатами проведения экспериментального модального анализа позволяют выявить закономерности, выстроить цепочки событий приводящих к пониманию причин возникновения неисправностей. Такие или аналогичные результаты не могут быть получены иным путем.

3. Разработка методов вибродиагностики на основе анализа динамических параметров системы

При таком подходе, заметную роль играют новые разработанные нами способы вибродиагностики основанные на использовании не только частотных, но и фазовых характеристик колебаний роторных систем.

Сложности вибродиагностирования заключаются еще и в том, что машина (механизм) в процессе некачественного изготовления или старения, при увеличении наработки или срока службы приобретает сразу несколько отклонений, развивающихся с различной скоростью, зависящей от условий функционирования и имеющих тенденцию постепенно переходить в повреждения или неисправности.

Следствием этого является то, что при диагностировании, на изменение вибрационного сигнала оказывают влияние сразу несколько факторов.[3] Например, развивающееся ослабление резьбовых соединений конструкции ротора, вызывает увеличение стрелы прогиба вала, а соответственно дисбаланса и нагрузок на подшипники опор, что при определенных условиях вызывает повреждение беговых дорожек и тел качения.

При анализе вибрации одновременно будут проявляться особенности первой и второй неисправностей, а также влияние, как правило, существующего на всех изделиях остаточного дисбаланса, перекосов осей роторов и т.д. На все это накладывается влияние внешних и внутренних факторов, что существенно ухудшает возможности диагностирования сложных систем, к которым относится и ГТД. Как следствие - получаемые данные сложно идентифицировать или классифицировать.

Фазовый анализ позволяет расширить количество и улучшить качество получаемой диагностической информации и в совокупности с другими способами вибродиагностики поставить более точный диагноз и составить более длительный и точный прогноз.

Значение сдвига фазы не зависит от амплитуды сигнала, его искажений, что позволяет выполнять построение фазочастотных характеристик, анализ которых позволяет существенно дополнить перечень данных для идентификации неисправности, получить возможность разделения неисправностей, по-разному влияющих на изменение фазы колебаний.

Такой подход был использован при проведении исследований автономного ротора в вакуумном разгонно-балансировочном стенде при поочередном введении ряда наиболее критических неисправностей и анализе получаемых материалов, частности, при рассмотрении спектральных, частотных и фазовых характеристик. Полученные комплексные данные позволили в нескольких случаях выявить диагностические признаки неисправностей с использованием фазоспектрального метода анализа, которые позволяют диагностировать неисправности, неопределяемые другими методами. Появились возможности анализировать вибрации, частоты которых лежат за пределами частотного диапазона. В частности, рассматривать критические частоты роторов и следить за их изменениями с увеличением наработки.

В первую очередь это неисправности, влияющие на жесткости и демпфирования системы – ослабления затяжки резьбовых соединений, увеличивающиеся рабочие зазоры подшипников и т.д.

Схема использования фазоспектрального метода представлена на рисунке1.

Рис.1 Фазоспектральный метод исследования роторных систем

Дополнительную информацию для принятия решений о техническом состоянии изделия предоставляет ранее разработанный нами способ орбитального анализа вибрации, который позволяет визуализировать траектории перемещения центра вала и их изменения под воздействием внешних и внутренних факторов системы.

Комплексное использование полученных данных позволило выявить ослабление затяжки болтового соединения дисков КВД ротора при работе двигателя, а пространственные формы колебаний, полученные при проведении экспериментального модального анализа ротора

этого двигателя, позволили определить наиболее нагруженные резьбовые соединения и понять причину более интенсивного ослабления отдельных болтов.

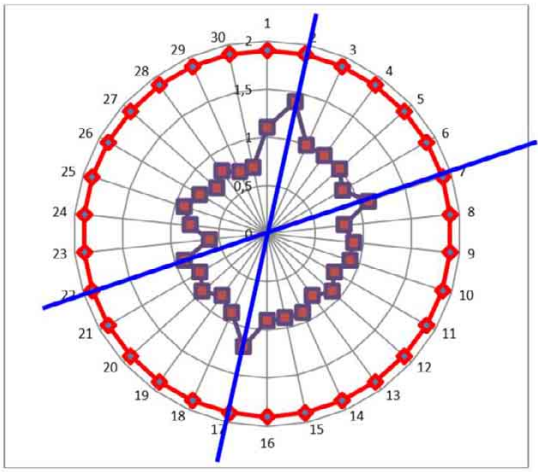


Рис.2 Изменение моментов затяжки резьбовых соединений ротора в процессе эксплуатации

Определения моментов затяжки данного соединения при разборке двигателя подтвердили правильность выводов, полученных при диагностировании и приведены на рисунке 2.

4. Заключение

Комплексное использование известных и разрабатываемых способов вибродиагностирования, в том числе и использующих анализ изменения фазы колебаний, позволяет расширить перечень диагностируемых, без разборки, элементов конструкции двигателя. Рассматриваемые способы диагностирования основаны на детальном рассмотрении изменения динамических параметров роторной системы.

Более разностороннее понимание физических процессов, происходящих при работе двигателя, дает возможность перевести ряд неисправностей из категории внезапных в категорию медленно развивающихся и подлежащих диагностированию.

Список использованных источников

[1] Клюев В. В. Справочник в 8т. Неразрушающий контроль. Т.7 кн.2 Вибродиагностика /В. В. Клюев Гл редактор. М.: Машиностроение, 2006. 829с

[2] Марчуков Е.Ю., Назаренко Ю.Б. Динамическая стабильность и надежность роторов газотурбинных двигателей: монография /Ю.Б. Назаренко. М., 2019, 212с.

3. Егоров И.В., Карасев В.А., Скибин В.А. Информационные технологии в диагностике технического состояния ГТД. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. 368 с.

ПРАКТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ БАЛАНСИРОВКИ РОТОРОВ ГТД В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ, ИСПОЛЬЗУЯ ШТАТНЫЕ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИИ

К.В. Шапошников[1], С.А. Дегтярев[1], В.М. Рыженков[2], М.К. Леонтьев[2], И.Л. Гладкий[3]

[1] ООО «Альфа-Транзит», Москва,

[2] Московский авиационный институт, Москва

[3] АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь

В работе представлены результаты виртуальной балансировки модели ГТД наземного применения, построенной в DYNAMICS R4, используя метод амплитуд и метод трех пусков. Рассмотрен пример моделирования неуравновешенного состояния ротора низкого давления двигателя, реализуемый при замене или ремонте одной или нескольких лопаток на нулевой ступени компрессора низкого давления. Использованные методы показали практическую эффективность в определении значений и углов дисбалансов ротора, применяя только штатную систему контроля вибрации двигателя в модели.

PRACTICAL METHODS OF GAS TURBINE ENGINES ROTOR BALANCING IN OPERATION, USING ENGINE PERMANENT VIBRATION CONTROL SYSTEMS

K.V. Shaposhnikov[1], S.A. Degtyarev[1], V.M. Ryzhenkov[2], M.K. Leontiev[2], I.L. Gladkiy[3]

[1] Alfa-Tranzit Co., Ltd., Moscow, Russia

[2] Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia

[3] UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia

The paper presents the results of aeroderivative gas turbine engine model virtual balancing in DYNAMICS R4, using amplitude and method of three trial runs. The case of low pressure rotor unbalance condition modeling due to replacement or repair of one or few blades of its low pressure compressor zero stage was described. Observed methods revealed practical efficiency in evaluation of unbalance values and angles of low pressure rotor, using only engines permanent vibration system control in the model.

1 Введение

Балансировка – это технологический процесс определения значений и углов дисбалансов роторов двигателя и уменьшения их с помощью корректирующих масс. Наличие погрешностей низкочастотной балансировки отдельных роторов, погрешностей их сборки в составе двигателя, а также возможное изменение их динамического состояния после приемочных испытаний по сравнению с состоянием при балансировке (изменение посадок и зазоров в подшипниках), может приводить к необходимости подбалансировки роторов в составе двигателя. Подбалансировка роторов авиационных и газотурбинных двигателей (ГТД) наземного применения обычно производится на заводах-изготовителях, и требует доставку и установку двигателя на специальный испытательный стенд. В некоторых случаях, по договоренности с производителем, подбалансировка/балансировка роторов двигателя может быть осуществлена непосредственно на месте его эксплуатации без снятия и отправки на завод-изготовитель. Одним из таких случаев может быть балансировка ротора низкого давления (РНД) двигателя при ремонте или замене одной/нескольких поврежденных лопаток его компрессора низкого давления (КНД). Между тем, при балансировке в эксплуатации могут возникнуть сложности с определением углового положения дисбаланса ротора, поскольку авиационные ГТД обычно не оснащены штанным системами (датчиками фазы) для таких измерений. В таких случаях могут быть применены методы балансировки без использования специального измерительного оборудования. В работах [2], описаны метод амплитуд и метод трех пусков, позволяющие проводить балансировку роторов ГТД без измерения углов дисбалансов при помощи фазоотметчиков. При штатной балансировке отдельных роторов ГТД на станке измерение их амплитуд и фаз обычно осуществляются с использованием измерительного оборудования балансировочного станка.

В настоящей работе представлена апробация метода амплитуд и метода трех пусков для осуществления балансировки ротора на месте в составе ГТД наземного применения на его динамической модели в программной системе DYNAMICS R4, используя его штатную систему контроля вибрации. Опыт применения DYNAMICS R4 для апробации методик балансировки при проведении виртуальной балансировки ротора описан в [3].

2. Описание практических методов балансировки

Метод амплитуд заключается в определении значения и угла начального дисбаланса в плоскости коррекции при измерении амплитуд колебаний опор ротора при различном угловом положении пробного груза на нем, проводя серию последовательных пусков. Для этого окружность ротора в плоскости коррекции делят на n=8 частей, затем устанавливают пробный груз в плоскость коррекции и на постоянной частоте вращения измеряют амплитуду колебаний опоры ротора. Последовательно переставляя пробный груз на том же радиусе в этой же плоскости коррекции через 45°, производят замер амплитуд вибрации ротора. Измерения повторяют, пока не будет обойдена вся окружность ротора. Масса пробного груза выбирается в соответствие с рекомендациями [2]:

$$\mathrm{m_{пр}} = 0{,}2 \cdot \frac{m_A \cdot g}{r_k \cdot \omega^2} \qquad (1)$$

где m_A – масса ротора, приходящаяся на ближайшую опору, кг; r_k – радиус установки груза в балансировочной плоскости, м; ω- скорость вращения ротора, рад/с. Рекомендации по подготовке к балансировке и выбору массы пробного груза также можно найти в работе [3].

В результате измерений получают восемь значений амплитуд колебаний опоры ротора $U_1, U_2, \dots U_8$. По результатам измерений строят график, где по оси абсцисс откладывают угловое положение пробного груза, а по оси ординат – измеренную при установке груза амплитуду вибрации ротора. По графику определяют максимальную $U_{макс}$ и минимальную $U_{мин}$ амплитуды колебаний опоры ротора. Максимальная амплитуда соответствует тяжелому месту ротора, а ее координата по оси абсцисс – углу начального дисбаланса относительно 1-ой точки на роторе. Минимальная амплитуда соответствует легкому месту ротора, а ее координата по оси абсцисс – углу установки корректирующей массы для компенсации начального дисбаланса. Максимальная амплитуда будет пропорциональна сумме начального дисбаланса $D_{нач}$ и дисбаланса, создаваемого массой пробного груза, а минимальная амплитуда колебаний опоры ротора будет пропорциональна разности этих дисбалансов:

$$U_{макс} = \alpha \cdot \left(D_{нач} + \mathrm{m_{пр}} \cdot r_k\right) \qquad (2)$$

$$U_{мин} = \alpha \cdot \left(D_{нач} - \mathrm{m_{пр}} \cdot r_k\right) \qquad (3)$$

где $\alpha = 2 \cdot \mathrm{m_{пр}} \cdot r_k / (U_{макс} - U_{мин})$ – балансировочная чувствительность. Величина корректирующей массы рассчитывается из соотношения [1]:

$$\mathrm{m}_k = \mathrm{m_{пр}} \cdot \frac{U_{макс} - U_{мин}}{U_{макс} + U_{мин}} \qquad (4)$$

Недостатком метода амплитуд является достаточно длительная продолжительность балансировки ротора с его использованием. Для уменьшения дисбаланса ротора в плоскости коррекции требуется не менее k=n+2 пусков, где n – число точек измерений в плоскости коррекции, 1 пуск начальный (без пробного груза) и 1 пуск с выбранным корректирующим грузом.

Метод трех пусков позволяет определить значение и угол начального дисбаланса, а также рассчитать величину необходимой корректирующей массы при меньшем числе пробных пусков. Окружность ротора в плоскости коррекции делят на три равные части ($\angle 0^0, \angle 120^0, \angle 240^0$) . Затем проводят пуск без пробного груза для оценки начальной амплитуду вибрации опоры ротора U_0 . Следом проводят пуски с пробным грузом, последовательно переставляя его в выбранные точки в плоскости коррекции и замеряя амплитуды колебаний опоры U_1, U_2, U_3 . Для нахождения угла начального дисбаланса на основании теоремы косинусов формируют систему уравнений [2]:

$$U_1^2 = U_0^2 + U_{10}^2 - 2\mathrm{U_0U_{10}}\cos(\varphi) \qquad (5)$$

$$U_2^2 = U_0^2 + U_{20}^2 - 2\mathrm{U_0U_{20}}\cos(\varphi - \alpha^o) \qquad (6)$$

$$U_3^2 = U_0^2 + U_{30}^2 - 2\mathrm{U_0U_{30}}\cos(\beta - \varphi^o) \qquad (7)$$

где $\mathrm{U_{10} = U_{20} = U_{30}}$ – амплитуды колебаний опоры, вызываемые только пробной массой; α – угол между первым и вторым положением пробной массы; β – угол между первым и третьим положением пробной массы.

Угол φ , представляющий собой угол между начальным дисбалансом и положением пробного груза при первом пуске, находят исходя из выражения:

$$\tan(\varphi) = \frac{(U_1^2 - U_2^2)(1 - \cos\beta) - (U_1^2 - U_3^2)(1 - \cos\alpha)}{(U_1^2 - U_2^2)\sin\beta - (U_1^2 - U_3^2)\sin\alpha} \qquad (8)$$

Перед расчетом угла φ устанавливают порядковые номера амплитуд вибраций с пробным грузом так, чтобы $\mathrm{U_1 > U_2, U_1 > U_3}$. Одновременно регистрируют углы α и β с учетом того, что первым положением пробной массы рассматривают ее положение для $\mathrm{U_1}$,после сортировки амплитуд.

Найденное значение φ подставляют в любое из уравнений (5)-(7) для определения $\mathrm{U_{10}}$ или находят его, используя выражение:

$$U_{10} = \frac{\mathrm{U_1^2 - U_2^2}}{2 \cdot \mathrm{U_0} \cdot (\cos(\varphi - \alpha) - \cos(\varphi))} \qquad (9)$$

Корректирующая масса рассчитывается исходя из соотношения:

$$\mathrm{m}_k = \mathrm{m_{пр}} \cdot \frac{U_0}{\mathrm{U_{10}}} \qquad (10)$$

Корректирующую массу устанавливают под углом $\varphi + 180^0$ от места установки пробного груза при $\mathrm{U_1}$ в направлении точки, в которой пробная масса дала промежуточный результат по снижению амплитуды колебаний.

3. Апробация практических методов балансировки

Для апробации описанных в работе, методов балансировки использована цифровая динамическая модель ГТД для наземного применения, построенная в программной системе для расчетов динамики роторов DYNAMICS R4, Рис.1.

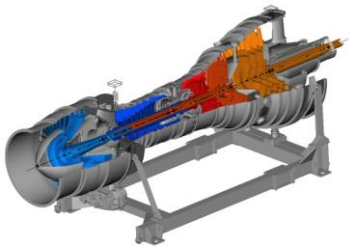


Рис. 1. Модель ГТД наземного применения в DYNAMICS R4

Рассмотрен пример неуравновешенного состояния РНД, заданный единичной сосредоточенной массой ($D_{нач}$=2817 гмм, $\angle 20^0$) на диске КНД в месте расположения лопаток его нулевой ступени (моделируется статический дисбаланс, вносимый на ротор при замене/ремонте одной/нескольких лопаток). Предположим, что величина и угол расположения дисбаланса не известен и должен быть определен в результате балансировки ротора в двигателе. Результаты расчетов вынужденных колебаний модели двигателя с возбуждением от РНД, показали, что внесенная в модель неуравновешенность приводит к возбуждению нескольких резонансных режимов, идентифицированных по виртуальным штатным датчикам, установленным на узлах подвески, Рис. 2.

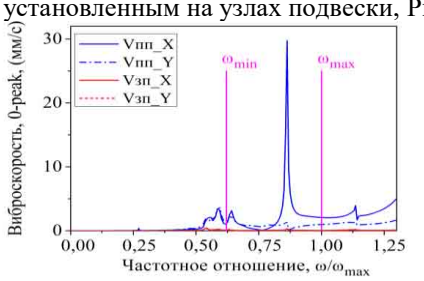


Рис. 2. АЧХ модели ГТД по штатным датчикам: Vпп – датчик передней подвески; Vзп – датчик задней подвески

На резонансном режиме (ω/ω_{max} =0,86), попавшем в рабочий диапазон двигателя по датчику передней подвески в горизонтальном направлении идентифицированы повышенные вибрации. При этом по датчику задней подвески вибраций практически нет. Для поиска величины и угла расположения исходной неуравновешенности использован метод амплитуд. Для проведения виртуальной балансировки РНД модели двигателя методом амплитуд использована штатная плоскость коррекции на диске его нулевой ступени КНД со стороны крепления обтекателя, Рис. 3. Выбрано 8 мест установки пробного груза. Масса пробного груза оценивалась согласно выражению (1). Дисбаланс, создаваемый массой пробного груза в месте его установки, составил 2665 г·мм. При проведении виртуальной балансировки пробный груз в плоскости коррекции последовательно переставлялся по радиусу в выбранные места установки. Поскольку для выхода на рабочий режим ω_{max} необходимо каждый раз при пробном пуске проходить через резонансный режим (ω/ω_{max} =0,86), вибрации на котором с пробным грузом потенциально могут быть еще выше, то в качестве балансировочной скорости выбран режим малого газа ω_{min}, на котором и производилась запись амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) модели двигателя.

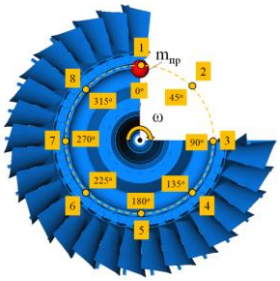


Рис. 3. Разметка плоскости коррекции на диске нулевой ступени КНД в модели ГТД для балансировки методом амплитуд

Запись вибрации осуществлялась по показаниям датчика передней подвески, поскольку он расположен ближе к балансировочной плоскости, в горизонтальном направлении, так как вибрации в этом в этом направлении превалировали над вибрациями по датчику в вертикальном направлении. В результате пробных пусков построен график амплитуд в плоскости коррекции на диске нулевой ступени КНД, Рис. 4.

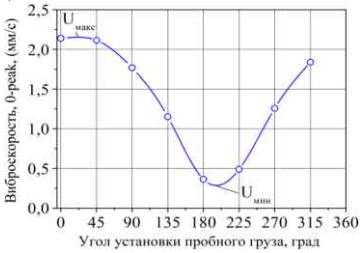


Рис. 4. График амплитуд модели ГТД в плоскости коррекции на диске нулевой ступени КНД

С помощью графика амплитуд определены максимальная и минимальные значения амплитуд вибраций ротора в сечении плоскости коррекции. Используя выражение (4), рассчитана величина корректирующей массы m_k =6.7 г, что соответствует дисбалансу 2045 гмм. Угловое положение дисбаланса, определенное по графику амплитуд, составило 21°. Таким образом, погрешность определения исходной величины дисбаланса составила 27%, а его угла 5%. Для снижения погрешности определения величины дисбаланса методом амплитуд, требуется увеличение числа точек установки пробного груза в плоскости коррекции для получения более точных значений максимальной и минимальных амплитуд с помощью графика, и как следствие увеличение числа пробных пусков. Для компенсации исходного дисбаланса корректирующая масса была установлена в легкое место ротора в модели. Из сравнения результатов расчетов модели двигателя с исходным дисбалансом на диске КНД и установленным в его плоскость коррекции балансировочным грузом видно, что в результате виртуальной балансировки ротора методом амплитуд вибрации ротора в рабочем диапазоне и на рабочих режимах были существенно снижены, Рис. 5. Для уравновешивания потребовалось k=10 пусков. На резонансном режиме (ω/ω_{max} =0,86) вибрации в горизонтальном направлении снижены практически в 4 раза.

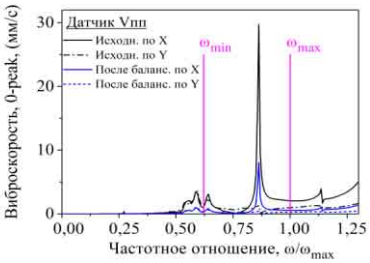


Рис. 5. АЧХ модели ГТД после балансировки методом амплитуд

Для проведения виртуальной балансировки РНД модели двигателя методом трех пусков плоскость коррекции на диске нулевой ступени КНД была размечена, для чего были выбраны 3 места установки пробного груза, Рис. 6. Масса пробного груза задана такая же, как при балансировке методом амплитуд.

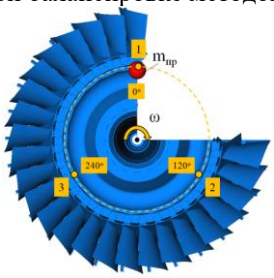


Рис. 6. Разметка плоскости коррекции на диске нулевой ступени КНД в модели ГТД для балансировки методом трех пусков

При проведении виртуальной балансировки методом трех пусков пробный груз в плоскости коррекции последовательно переставлялся по радиусу в выбранные места установки. Запись вибрации осуществлялась по показаниям датчика передней подвески в горизонтальном направлении при выводе модели двигателя на режим малого газа ω_{min}, Рис. 7.

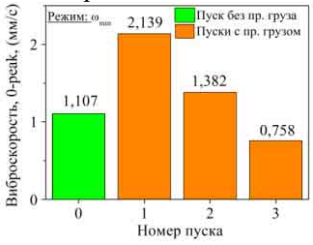


Рис. 7. Амплитуды вибраций модели ГТД в плоскости коррекции при балансировке по методу трех пусков

Используя данные измерений, по формулам (8)-(10) определены величина угла φ и рассчитана величина корректирующей массы m_k =9.1 г, что соответствует дисбалансу 2775 гмм. Угловое положение дисбаланса составило 19°. Таким образом, погрешность определения исходной величины дисбаланса составила 1,5%, а его угла – 5%. Определенная с помощью метода трех пусков корректирующая масс была установлена в легкое место в модели ротора. Из результатов расчетов модели двигателя с исходным дисбалансом на диске нулевой ступени КНД и с установленным в плоскость его коррекции балансировочным грузом видно, что в результате виртуальной балансировки методом трех пусков, вибрации ротора в рабочем диапазоне были существенно снижены. Для уравновешивания потребовалось k=5 пусков. На резонансном режиме (ω/ω_{max} =0,86) вибрации в горизонтальном направлении снижены в 56 раз.

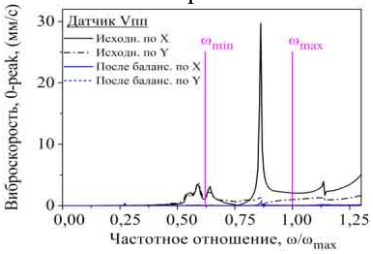


Рис. 8. АЧХ модели ГТД после балансировки методом трех пусков

При меньшем общем числе пусков (в 2 раза) метод трех пусков позволил определить величину угла исходного дисбаланса с той же точностью, что и метод амплитуд, однако погрешность определения величины исходного дисбаланса была существенно меньше, что позволяет считать данный метод более эффективным. Для сравнения при возможности измерения амплитуды и фазы в случае одноплоскостной балансировки теоретически потребовалось бы только k=3 пуска: 1 пуск начальный (без пробного груза), 1 пуск с пробным грузом и 1 пуск с выбранным корректирующим грузом.

3 Заключение

Результаты проведенных расчетов с использованием цифровой динамической модели ГТД наземного применения показали, что рассмотренные в работе методы амплитуд и трех пусков могут применяться для балансировки ГТД без необходимости препарировать двигатель специальным оборудованием для измерения фазы. Представленные методы позволяют проводить одноплоскостную балансировку и могут быть эффективно использованы в случае, когда нужно компенсировать статический дисбаланс в плоскости коррекции, возникающий, например, при ремонте или замене одной, или нескольких лопаток на ступени ротора.

Список использованных источников

[1] М.Е. Левит. Балансировка деталей и узлов / М. Е. Левит, В. М. Рыженков. – М: Маш., 1986. – 248 с.

[2] Справочник по балансировке / М. Е. Левит, Ю. В. Агафонов, Л. Д. Вайнгортин [и др.]; под общ. Ред. М. Е. Левита. – М: Маш., 1992. – 464 с.

[3] К.В. Шапошников, С.А. Дегтярев, В.М. Рыженков, М.К. Леонтьев. Применение цифровой модели вакуумного разгонно-балансировочного стенда для моделирования высокочастотной балансировки ротора авиационного двигателя // АиК: Тезисы 23ей межд. конф., 18-22 нояб. 2024 Москва / МАИ.– М: Изд. "Перо", 2024. – С. 93-94.

ВАЛИДАЦИЯ РАСЧЁТНЫХ МОДЕЛЕЙ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ КРИТИЧЕСКИХ ЧАСТОТ ВРАЩЕНИЯ РОТОРОВ ГАЗОВЫХ ТУРБИН БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ

И.А. Лбов, Н.О. Симин
АО «Силовые машины», Санкт-Петербург

На начальной стадии разработки газотурбинной установки (ГТУ) очень важно иметь хорошую математическую модель ротора, по которой можно в кратчайшие сроки оценить его основные динамические характеристики. Также данная модель будет полезна при оценке работоспособности турбогруппы в составе валопровода на теплоэлектроцентрали (ТЭЦ). В данной работе показано, как создавались математические модели ГТЭ-170.1 при помощи программного обеспечения «DyRoBeS». Модели прошли валидацию путем сравнения их с результатами пусков ротора ГТЭ-170.1 на разгонно-балансировочном стенде (РБС) и с результатами пусков турбогруппы в составе валопровода на ТЭЦ.

VALIDATION OF COMPUTATIONAL MODELS FOR DETERMINING CRITICAL SPEEDS OF HAVY-DUTY GST TURBINE ROTOR

I.A. Lbov, N.O. Simin
JSC «Power machines», Saint Petersburg, Russia

At the stage of developing the preliminary design of a gas turbine unit, it is very important to have a good mathematical model of the rotor, which can be used to quickly assess its main dynamic characteristics. This model will also be useful in evaluating the performance of the gas turbine unit as part of the shaft line at a combined heat and power plant (CHP). This paper demonstrates how mathematical models of the GTE-170.1 were created using the 'DyRoBeS' software. The models were validated by comparing them with the results of rotor startup tests on a balancing stand and with the results of gas turbine unit startups as part of the shaft line at the power plant.

1 Введение

Одним из основных инструментов при решении задач по расчету динамики роторов ГТУ является программный комплекс Ansys. В нем сложно учесть многокомпонентность расчетных моделей и выполнить набор всех необходимых расчетов в короткие сроки. Поэтому, было решено использовать предназначенный для анализа динамики ротора и расчета влияния динамических и статических сил программный комплекс DyRoBeS. Одним из основных преимуществ программного комплекса DyRoBeS является входящий в него модуль DyRoBeS-BePerf, который предназначен для расчета подшипников. Результаты расчета жесткости и демпфирования масляного слоя подшипников автоматически передаются в модуль DyRoBeS-Rotor, в котором выполняются дальнейшие расчеты ротора. К полезным функциями DyRoBeS также можно отнести модуль DyRoBeS-RotorBal, который применяется при осуществлении виброналадки ротора и позволяет значительно сократить количество балансировочных пусков.

В данной работе программный комплекс DyRoBeS использовался для того, чтобы исследовать динамику ротора ГТЭ-170.1 на РБС и в составе валопровода на ТЭЦ.

2 Валидация математической модели ротора ГТЭ-170.1 на РБС

На **Рис. 1** показана конечно-элементная модель ротора ГТЭ-170.1 с граничными условиями, используемыми для расчета динамики ротора в DyRoBeS-Rotor. Данная модель построена в соответствии с условиями эксплуатации ротора на РБС.

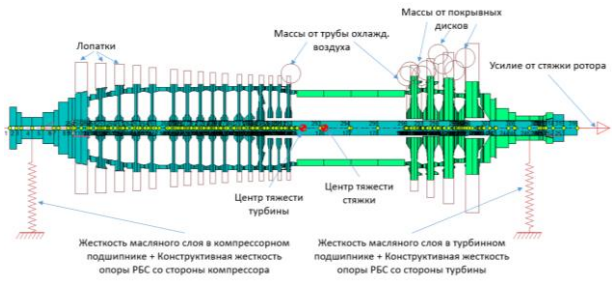


Рис. 1. Конечно-элементная модель ротора ГТЭ-170.1 и граничные условия в DyRoBeS

Была создана методология расчета собственных частот ротора с учетом жесткости опор, включающих в себя жесткость масляного слоя и жесткость опорных стоек DH-11. Конструктивная жесткость опор РБС определялась путем их испытания. На каждую стойку устанавливался вал с эксцентриком и с увеличением оборотов вала измерительной аппаратурой фиксировались значения вибрации опор и вычислялись их жесткости. Расчет жесткости масляного слоя подшипников скольжения проводился с использованием программы DyRoBeS-BePerf. В ней задавались геометрические характеристики подшипников и условия их работы. Результатами расчета являются такие значения как: жесткость и демпфирование масляного слоя подшипника, расход масла через него, температура масла, толщина масляного клина, давление на баббит со стороны вала и т.д. Диалоговое окно с результатами расчета показано на **Рис. 2**.

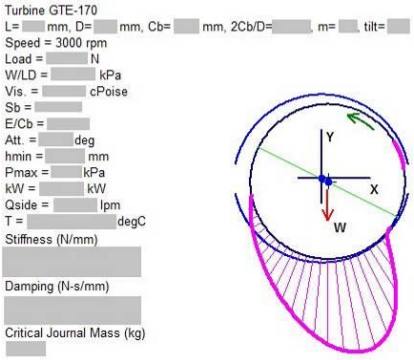


Рис. 2. Результаты расчета рабочих характеристик подшипника скольжения

Результаты расчета (**Рис. 3**) показали наличие двух собственных частот ротора ГТЭ-170.1 в диапазоне рабочих скоростей. Первая форма – колебания ротора по одной полуволне, вторая форма – колебания ротора по двум полуволнам.

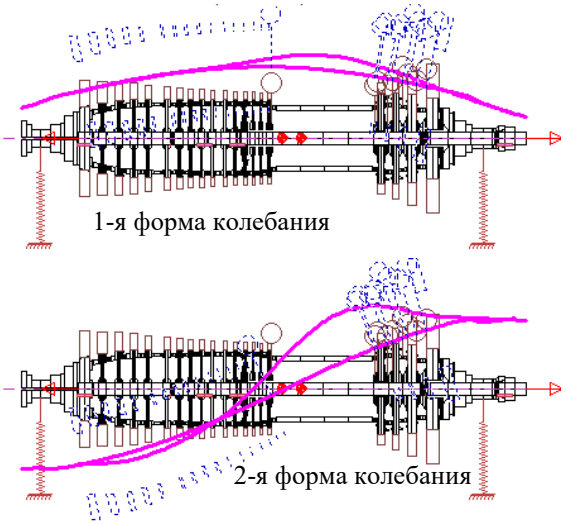


Рис. 3. Результаты расчета собственных частот ротора ГТЭ-170.1 на РБС

Проведена верификация математической модели ротора ГТЭ-170.1 с натурными пусками на РБС. Точность определения критических частот ротора не превышает 5%. Корректность работы математической модели подтверждена.

3 Валидация математической модели ротора ГТЭ-170.1 на станции ТЭЦ

На **Рис. 4** показана конечно-элементная модель валопровода на ТЭЦ в состав которой входит генератор, промежуточный вал и турбина ГТЭ-170.1.

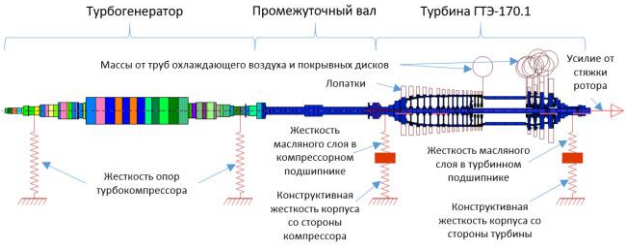


Рис. 4. Конечно-элементная модель валопровода на ТЭЦ в DyRoBeS

В опорах ГТЭ-170.1 на станции жесткость масляного слоя должна учитываться совместно с конструктивной жесткостью и динамическими характеристиками корпусных элементов. Расчет жесткости масляного слоя подшипников скольжения проводился с использованием программы DyRoBeS-BePerf. При расчете жесткости и собственных форм колебания корпуса использовался программный комплекс Ansys. В нем строилась детализированная модель корпуса ГТУ, показанная на **Рис. 5**. В программном комплексе DyRoBeS-Rotor корпуса ГТУ моделировались элементом «Support». В нем указывались значения основных характеристик опор: жесткость, собственная частота и масса, а также коэффициент демпфирования опоры. Таким образом, жесткость опор является динамической и зависит от частоты вращения ротора, а также учитывает резонансные характеристики корпуса.

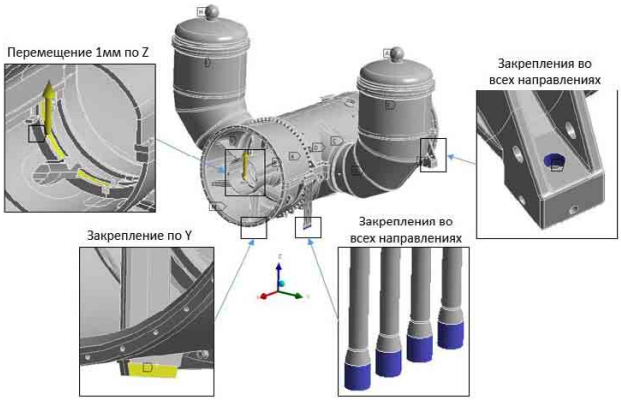


Рис. 5. Модель корпуса ГТЭ-170.1 для определения частотных и жёсткостных характеристик

Результаты расчета собственных частот ГТЭ-170.1 в составе валопровода на ТЭЦ приведены на

Рис. 6. В рабочем диапазоне наблюдается три критики. Первая форма соответствует колебаниям ротора по одной полуволне на податливых опорах турбинной части корпуса. Вторая форма соответствует колебаниям ротора на податливых опорах компрессора и турбины в противофазе. Третья форма колебания полностью определяется промежуточным валом, который соединяет турбогруппу с генератором.

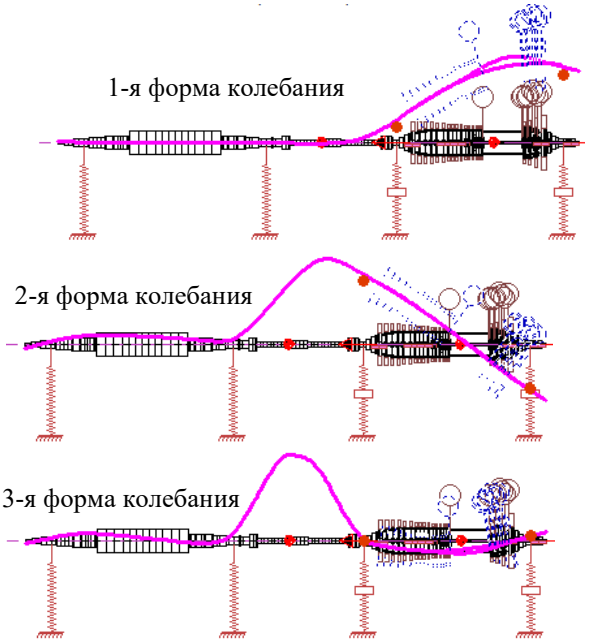


Рис. 6. Результаты расчета собственных частот ГТЭ-170.1 на ТЭЦ

Проведена валидация математической модели ротора ГТЭ-170.1 в составе валопровода с натурными пусками на ТЭЦ. Точность определения критических частот ротора не превышает 5%. Корректность работы математической модели подтверждена.

4 Заключение

Сравнение результатов расчета по двум математическим моделям (на РБС и на ТЭЦ) показало важность корректного учета корпусных элементов, на которые опирается ротор. Из результатов видно, что из-за податливых опор на станции эксплуатации вторая критика ротора по двум полуволнам будет находится за рабочими оборотами ротора.

Верификация математических моделей ротора на РБС и ГТЭ-170.1 на станции по критическим частотам вращения является важным этапом для возможности последующего использования их при решении задач вынужденных колебаний от дисбалансов, прогибов или расцентровок, а также, осуществления возможности виброналадки, как ротора на РБС, так и ГТУ на станции эксплуатации.

Получен ценный опыт, который позволяет получить точную математическую модель ротора для оценки его основных динамических характеристик в кратчайшие сроки. Методология, приведенная в данной работе, будет использована при разработке эскизного проекта ГТЭ-210 и ГТЭ-300.

Список использованных источников

[1] 1. Introduction to Dynamics of Rotor-Bearing Systems: A comprehensive rotor dynamics book / W. J. Chen, Ph.D. & E. J. Gunter, Ph.D.: Fellows ASME. ISBN 1-4120-5190-8; 469 pages.

ТЕХНОЛОГИЯ СНИЖЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ВИБРАЦИЙ ГТД

П.А. Дворяк[1], В.М. Рыженков[1]
[1] Московский Авиационный Институт, МАИ, Москва,

Рассмотрены методики модального анализа роторов и ГТД с использованием ударного, электродинамического и дисбалансного вибровозбуждения. Описан автоматизированный комплекс для определения частоты резонанса, форм колебаний, демпфирования и динамического коэффициента влияния дисбаланса (ДКВ). На основе ДКВ нормируется остаточная неуравновешенность. Приведены результаты низкочастотной многоплоскостной балансировки гибких роторов. Показаны методы снижения вибраций через оптимизацию сборки и контроль динамических характеристик.

.TECHNOLOGY FOR CONTROL PRODUCTION VIBRATIONS OF GAS TURBINE ENGINES

P.A. Dvoryak[1], V.M. Rizhenkov[1]

[1] Moscow Aviation Institute, MAI, Moscow, Russia

The methods of modal analysis of rotors and gas turbine engines using affect, electrodynamic and unbalance vibration excitation are considered. An automated complex for determining the resonance frequency, vibration modes, damping and dynamic coefficient of imbalance influence (DCI) is described. Based on the DCI, residual imbalance is normalized. The results of low frequency multiplane balancing of flexible rotors are presented. Methods for reducing vibrations through assembly optimization and control of dynamic characteristics are shown.

1 Введение

Производственные вибрации двигателя зависят от дисбалансов и динамических коэффициентов усиления вибраций (динамических коэффициентов) [1] роторов, которые относятся к классам гибких и квазижёстких [2]. В докладе излагается технология снижения производственных вибраций ГТД как комплекс действий исполнителей и орудий труда по уменьшению неуравновешенности и динамических коэффициентов роторов при сборке.

На стадиях проектирования и доводки двигателя определяют критические и резонансные режимы колебаний системы «ротор-опора-корпус» и выбирают методы демпфирования колебаний либо отстройки от критических режимов для обеспечения уровня вибраций, не превышающего установленных норм. При изготовлении двигателя назначают производственные нормы вибраций с целью выявления дефектов производства и обеспечению контроля стабильности технологического процесса по параметру вибрации. Предлагаемая технология уменьшает неуравновешенность и динамический коэффициент колебаний ротора. Первое - достигается методом многоплоскостной низкочастотной балансировки по динамическому прогибу ротора. Второе – методом сборки с учётом фактических динамических характеристик: 1) частоты собственных колебаний (частота фазового резонанса); 2) форма прогиба ротора на частоте амплитудного резонанса 3) коэффициент вязкого демпфирования; 4) динамический коэффициент влияния дисбаланса на вибрацию ротора на частоте амплитудного резонанса [3].

2 Основная часть

Излагается методика определения постоянных и систематических погрешностей сборки роторов и двигателей по показателям: неуравновешенности, динамических характеристик и производственной вибрации при стендовых испытаниях. Приводятся результаты такого анализа для партии серийных роторов ГТД и рекомендации по уменьшению таких погрешностей.

Рассматривается метод и результаты низкочастотной многоплоскостной балансировки гибкого ротора [4] турбокомпрессора ГТД, отличающийся распределением корректирующих масс пропорционально фактическому динамическому прогибу ротора, определённому в процессе его модального испытания на жёстких опорах и позволяющий назначать допустимое остаточное значение главного вектора дисбалансов для конкретного ротора в партии.

Приводятся результаты экспериментального исследования динамики и высокочастотной балансировки гибкого ротора СТ ТВД на высокооборотном вакуумном стенде МАИ.

Рассматриваются методики и результаты экспериментального определения динамических характеристик (модального анализа) роторов и двигателей в сборе способами 1) удара, 2)

электродинамического и центробежного (дисбалансного) вибровозбуждения [5]. Описывается вибровозбуждающий и виброизмерительный комплекс для проведения модального анализа роторов и двигателей в сборе в серийном производстве. Он позволяет определять в автоматизированном режиме динамические характеристики: частоту фазового резонанса (ЧСК), форму собственных колебаний ротора, коэффициент конструкционного демпфирования, динамический коэффициент влияния дисбаланса ротора на его вибрации (ДКВ). По ДКВ, устанавливается допустимое значение неуравновешенности по первой форме изгиба, т.е. главного вектора дисбалансов конкретного ротора.

3. Заключение

Рассмотрены различные способы управления вибрационным состоянием авиационного двигателя:

- Определение систематических и постоянных погрешностей при производстве роторов;
- Назначение индивидуального допустимого остаточного дисбаланса в зависимости от результатов проведения модального анализа ротора;
- Рассмотрены и сравнены различные способы проведения модального анализа для ротора авиационного двигателя и определен наиболее подходящий для проведения модального анализа на роторах авиационных двигателей. А также приведена методика, позволяющая производить селективную балансировку роторов.

Список использованных источников

[1] Тимошенко С.П., Янг Д.Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле/ Пер. с англ. Л.Г. Корнейчука; Под ред. Э.И. Григолюка. - М.: Машиностроение, 1985. – 482 с. ил.

[2] ГОСТ 31320 – 2006 «Вибрация. Методы и критерии балансировки гибких роторов».

[3] А.А. Гусаров. Динамика и балансировка гибких роторов. М.: Наука, 1990 – 152 с. ил.

[4] Справочник по балансировке / М.Е. Левит и др.; Под общ. ред. М.Е. Левита. – М.: Машиностроение, 1992 – 464 с.. ил.

[5] Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т./Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.). М.: Машиностроение, 1981. – Т.4. Вибрационные процессы и машины/ Под. Ред. Э.Э. Лавендела.1981.509 с..ил

Оценка сейсмостойкости силовой схемы газотурбинной установки в составе газоперекачивающего агрегата на основе численного моделирования с учетом инерции вращения роторов

М.Ю. Темис[1], А.М. Егоров[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Разработаны конечно-элементные модели разного уровня для силовой схемы газотурбинной установки в составе газоперекачивающего агрегата. Проведено численное моделирование отклика газотурбинной установки на сейсмическое воздействие в статической, квазистатической и динамической постановке с учетом инерции вращения роторов. Определено напряженно-деформированное состояние деталей и кинетика зазоров в газодинамическом тракте газотурбинной установки при сейсмическом воздействии с учетом инерции вращения роторов.

Seismic capacity evaluation of gas turbine unit load-bearing scheme as a part of gas compressor unit based on numerical modeling with consideration of spinning rotor inertia

M.Y. Temis[1], A.M. Egorov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

Different levels finite-element models for a gas turbine unit load-bearing scheme as part of a gas compressor unit have been developed. Numerical modeling of a gas turbine unit's response to seismic impact in static, quasi-static and dynamic statement has been made with consideration of spinning rotor inertia. Stress-strain state of components and gap kinematics in a gas dynamic tract of a gas turbine unit under seismic impact have been calculated with consideration of spinning rotor inertia.

1 Введение

При проектировании ГТУ устанавливаемых в сейсмических районах необходимо учитывать требования, изложенные в СП "Нагрузки и воздействия", в части учета в расчетных моделях сейсмической нагрузки на детали и узлы ГТУ. Современные инженерные методы расчета энергетического оборудования основаны на квазистатическом подходе, который является основным средством массовых расчетов на сейсмостойкость и отражает многолетний опыт расчета, проектирования и эксплуатации промышленных и гражданских сооружений традиционного типа [1]. При квазистатическом подходе не учитывается инерция вращения деталей ротора. Применение численных методов позволяет рассматривать ГТУ с учетом гироскопических моментов вращающихся деталей, что дает возможность более корректно моделировать относительные перемещения в системе ротор-статор на режиме работы ГТУ при сейсмическом воздействии и разрабатывать рекомендации по модификации конструкции для предотвращения аварийных ситуаций.

2 Моделирование сейсмического воздействия

В зависимости от решаемой задачи для исследования применяются конечно-элементные модели газотурбинной установки разного уровня, включающих в себя ротор, корпус, опоры, обвязку, блок-контейнер и основание.

Применение в моделях ГТУ вращающихся роторов позволяет оценить вклад гироскопических моментов дисков и характеристик жесткости и демпфирования в опорах конструкции в общий отклик ГТУ на сейсмическое воздействие.

На начальном этапе рассчитывается НДС ГТУ при действии рабочих нагрузок, которое является преднапряженным статическим состоянием модели перед расчетом при действии сейсмической нагрузки. При моделировании сейсмического воздействия на опорные узлы силовых рам задаются перемещения, соответствующие модельным или реальным акселерограммам землетрясений с заданным для конкретного района строительства уровнем сейсмичности по шкале MSK-64. Моделирование отклика ГТУ на сейсмическое воздействие может проводиться как прямым интегрированием уравнений движения конечно-элементной модели ГТУ при сейсмическом воздействии, приложенном к

основанию, так и при помощи методов гармонического анализа. В итоге определяется НДС конструкции при действии рабочих нагрузок и сейсмическом воздействии. На промежуточном этапе определяются собственные частоты и формы колебаний ГТУ с учетом и без учета гироскопических моментов, верифицируются конечно-элементные модели конструкции [2-6].

При анализе отклика всей конструкции для землетрясения силой до 9 баллов получены оценки уровней статических и динамических реакций в опорах и узлах крепления, а также оценка напряженно-деформированного состояния деталей ГТУ. Орбиты ротора и деформации корпусных деталей во время сейсмического воздействия при сравнении с аналогичными данными для стационарного режима работы ГТУ позволяют оценить изменение зазоров в газодинамическом тракте для различных конструкций подшипников и сделать вывод о работоспособности ГТУ при сейсмическом воздействии. Максимальные перемещения и деформации возникают при наличии в спектре сейсмического возбуждения частот близких к собственным частотам конструкции ГТУ. Для таких случаев в реальной конструкции ГТУ могут быть найдены все реакции в точках крепления ГТУ к фундаменту, а также силы и моменты, возникающие в критических элементах конструкции и болтовых соединениях. Из-за влияния гироскопических моментов напряжено–деформированное состояние в критических элементах существенно изменяется. В первую очередь это касается опор силовой рамы и опор ротора. Так, например, для опор рамы возможно многократное превышение нагрузок по сравнению с рабочим режимом. В зонах концентрации напряжений конструктивных элементов опор ротора также возрастают напряжения. Кроме того, гироскопические моменты роторов ГТУ определяют существенные относительные перемещения в системе ротор-статор, что требует контроля зазоров в газодинамическом тракте.

3 Заключение

Продемонстрировано, что гироскопические моменты роторов и нелинейные жесткости опор значительно влияют на отклик стационарной ГТУ на сейсмическое воздействие. Для обеспечения прочности и работоспособности стационарной ГТУ при сейсмическом воздействии с большой магнитудой требуется разработка дополнительных конструктивных решений для обеспечения работоспособности ГТУ. При этом, наибольший эффект можно достигнуть частотной отстройкой силовой схемы ГТУ с обеспечением отсутствия собственных частот ГТУ в диапазоне частот колебаний сейсмического воздействия.

Список использованных источников

[1] ГОСТ 30546.1-98: Общие требования к машинам, приборам и другим техническим изделиям и методы расчета их сложных конструкций в части сейсмостойкости. Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации. ИПК Издательство стандартов, 1999

[2] Temis J.M., Temis M.J. Influence of Elastohydrodynamic Contact Deformations in Fluid Film Bearing on High-Speed Rotor Dynamic, Proc. 2nd Int. Symp. on Stability Control of Rotating Machinery (ISCORMA-2), Gdansk, Poland (2003) 150-159.

[3] Temis J.M., Temis M.J. Contribution of Bearing Structure in Gas Turbine Power Unit Rotor Dynamics, Proc. 3rd Int. Symp. on Stability Control of Rotating Machinery(ISCORMA-3), Cleveland, Ohio, USA (2005) 570-581.

[4] Беляев В.Е., Петров Е.В., Темис Ю.М., Темис. М.Ю., Егоров А.М. Моделирование отклика стационарной газотурбинной установки на сейсмическое воздействие. "Теплоэнергетика". - 2005. № 11.

[5] Темис Ю.М., Темис М.Ю., Егоров А.М., Беляев В.Е., Петров Е.В. Исследование динамики силовой турбины стационарной газотурбинной установки. "Конверсия в машиностроении". - 2007. № 3. С. 19-28.

[6] Темис Ю.М., Темис. М.Ю., Егоров А.М. Исследование чувствительности колебаний ротора стационарной ГТУ на подшипниках скольжения к изменению основных параметров системы. "Известия МГТУ "МАМИ". - 2013. №1(15) т. 3. С. 139-147.

РЕЗОНАНСНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА, ВЫЗВАННЫЕ КРУПНОМАСШТАБНЫМИ НЕРАВНОМЕРНОСТЯМИ ВХОДНОГО ПОТОКА

Ф.А. Абдухакимов[1], В.В. Веденеев[1], О.Ю.Воронин[2], А.М. Глуховский[1], М.А. Ерохин[2], М.Е.Колотников[1], П.В. Макаров[3], В.А. Филиппенко [1], С.А. Чепига[2]

[1] НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва,

[2] ПК «Салют» АО «ОДК», Москва,

[3] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В настоящей работе изучаются особенности изменения крупномасштабных неравномерностей потока от одной ступени компрессора к другой, разрабатываются упрощенные методы расчета таких неоднородностей, исследуется отклик лопаток на периодическое прохождение таких неравномерностей. На основе численного анализа характерного режима работы компрессора показано, что каждая ступень действует как линейное преобразование поля течения. Пограничные слои вблизи стенок не влияют на результаты расчетов из-за своих малых масштабов, следовательно, для расчета изменения крупномасштабных неравномерностей потока могут быть использованы упрощенные аэродинамические сетки. Проведен расчет амплитуды резонансных колебаний лопатки. Полученная амплитуда подтверждена при экспериментальном исследовании компрессора.

RESONANT COMPRESSOR BLADE VIBRATIONS CAUSED BY LARGE-SCALE FLOWFIELD DEFECT

F.A. Abdukhakimov[1], V.V. Vedeneev[1], O.Yu. Voronin[2], A.M. Glukhovsky[1], M.A. Erokhin[2], M.E. Kolotnikov[1], P.V. Makarov[3], V.V. Filippenko[1], S.A. Chepiga[2]

[1] Lomonosov Moscow State University, Institute of Mechanics, Moscow, Russia

[2] Production complex “Salyut” JSC “UEC”, Moscow, Russia

[2] CIAM, Moscow, Russia

In the present work we study transformations of large-scale flowfield defects from one stage to the other, develop simplified methods to calculate such defects, and analyse the blade vibration response to periodic passing of such defects. Using numerical analysis of a typical compressor operating regime, we show that each bladed wheel acts as a linear transformation of the flowfield. Moreover, we show that boundary layers near the walls do not affect calculation results due to their small scales, thus, simplified aerodynamic meshes can be used to calculate large-scale flowfield defect changes. We calculate the blade response of a test compressor. Obtained vibration amplitude is validated in experimental study of the compressor.

1 Введение

Обеспечение динамической прочности лопаток компрессора — одна из наиболее сложных задач, стоящих перед разработчиками газотурбинных двигателей (ГТД). Как показывает опыт эксплуатации ГТД, большинство отказов, связанных с проблемами прочности, вызваны усталостными дефектами [1]. Причинами разрушения лопаток являются снижение предела выносливости или повышение амплитуды вибронапряжений, возникающее, как правило, вследствие возбуждения флаттера, вращающегося срыва или резонансных колебаний лопаток [2 – 5]. Наиболее часто резонансные колебания лопаток возбуждаются под действием одного из двух механизмов. В первом случае переменная сила, действующая на лопатки ротора, вызывается проходом через аэродинамические неоднородности, вызванные обтеканием впереди или сзади стоящих статорных лопаток [6]. Частота возбуждения в этом случае имеет кратность частоты вращения ротора, равную числу вблизи стоящих статорных лопаток. Второй механизм связан с крупномасштабной окружной неравномерностью потока и соответствует низким кратностям частоты вращения.

Основной трудностью численного исследования резонанса низких кратностей является то, что для расчета поля течения и отклика конструкции

необходимо использовать полную аэродинамическую модель рабочих колес и направляющих венцов, которая включает все ступени от входа до исследуемой ступени. Это чрезвычайно ресурсоемкая задача, и ее невозможно выполнять регулярно при проектировании ГТД. Проблеме расчетной оценки амплитуды резонансных колебаний лопаток компрессора или турбины, вызванных неосесимметричной крупномасштабной неравномерностью потока, посвящены ряд исследований [7 – 11]. В работах рассматриваются различные механизмы возникновения окружной неравномерности, исследуются параметры, влияющие на резонансные колебания лопаток, в том числе оценивается влияние расстройки собственных частот лопаток.

Целью настоящей работы является создание упрощенного метода прогнозирования амплитуд динамических напряжений в лопатках компрессоров различных ступеней, когда их резонансные колебания вызваны гармониками низшей кратности, обусловленными крупномасштабными неосесимметричными неоднородностями воздушного потока на входе в двигатель.

2 Расчет амплитуды резонансных колебаний

Путем численного анализа полной модели компрессора и моделей отдельных ступеней были проверены и подтверждены упрощенные гипотезы о прохождении неравномерностей через ступени компрессора. Было показано, что каждая ступень действует как линейное преобразование поля параметров течения. А именно, для коэффициентов разложения неоднородных полей параметров течения в ряд Фурье по окружной координате можно ввести передаточные функции

$$\xi_{m,0}(r) = \frac{A_n(r,z_m)}{A_n(r,z_0)}, \qquad (1)$$

где A_n – амплитуда n-гармоники, r – радиальная координата, z_m – осевая координата соответствует границе между m-й и (m+1)-й ступенью (то есть между направляющем аппаратом m-й ступени и рабочим колесом (m+1)-й ступени), $z = z_0$ – входное сечение двигателя, представляющие изменение ступенями амплитуд гармоник. Эти функции обладают следующими свойствами:

- Они не зависят от амплитуды входной неравномерности,
- Гармоники разной кратности преобразовываются ступенью независимо,
- Изменение амплитуды гармоники после прохождения нескольких ступеней представляет собой последовательное умножение коэффициентов, соответствующих проходимым ступеням.

Также показано, что в расчетах проникновения входной неравномерности потока вглубь тракта можно использовать упрощенные аэродинамические модели ротора и статора, так как пограничные слои лопаток, корпуса и ступицы не оказывают существенного влияния на расчет крупномасштабных неравномерностей течения из-за своих малых масштабов.

Таким образом, расчет нестационарного аэродинамического воздействия на лопатки может осуществляться с использованием упрощенных аэродинамических моделей и с учетом подтвержденных гипотез.

Определение амплитуды колебаний лопатки при резонансе проводится в частотной области с использованием метода конечных элементов. Предполагается, что лопатка статически деформирована под действием центробежной силы, и на неё дополнительно действует заданное нестационарное внешнее давление, полученное в результате аэродинамического расчета неустановившегося течения. Это периодическое воздействие приводит к возбуждению вынужденных колебаний лопаток рабочего колеса, которые могут иметь большую амплитуду в резонансном случае. Определяющими в амплитуде резонансных колебаний с n-й кратностью частоты вращения являются соответствующие sin- и cos- гармоники разложения статического давления, действующего на лопатку, в ряд Фурье по окружной координате, что во вращающейся системе координат рабочей лопатки эквивалентно разложению в ряд Фурье по времени.

Первым шагом проводится расчет статического напряженно-деформированного состояния, вызванного действием центробежной силы и температуры, при этом учитываются конечные деформации (геометрическая нелинейность). На втором шаге проводится расчёт гармонического отклика на заданное периодическое воздействие в виде распределения статического давления по лопатке. Данный расчёт проводится в рамках линейной теории упругости.

Расчет резонансной амплитуды предполагает использование экспериментальных данных по измерению конструкционного демпфирования на вибростенде (включая данные по конструктивно-подобным деталям из аналогичных материалов), а также расчетных данных по аэродинамическому демпфированию. Возможно использование данных полного демпфирования, полученного при испытаниях двигателя.

3 Заключение

Разработан упрощенный (инженерный) метод расчета амплитуд резонансных колебаний лопаток, вызванных гармониками низшей кратности. Предполагается, что кратность гармоник должна быть намного меньше минимального среди всех ступеней количества лопаток рабочих колес и направляющих аппаратов. Это условие дает разделение масштаба неоднородностей потока: на крупномасштабные неравномерности, связанные с гармониками низшего порядка, и неравномерности малого масштаба, обусловленные гармониками высокого порядка, вызванными аэродинамическими следами лопаток.

Были подтверждены ряд гипотез о прохождении крупномасштабных неоднородностей через ступени компрессора, что позволяет эффективно рассчитывать прохождение гармоник неравномерностей входного потока через тракт компрессора и определять амплитуду резонансных колебаний лопаток с временными затратами, приемлемыми для серийных расчетов при проектировании двигателя.

С учетом полученных результатов был рассчитан отклик лопаток рабочего колеса компрессора ГТД при наличии неравномерности входного потока. Полученная амплитуда резонансных колебаний находится в разумном согласии с экспериментальными исследованиями.

Список использованных источников

[1] Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД. – М.: Машиностроение, 1993. – 232 с.

[2] Августинович В.Г., Шмотин Ю.Н., Сипатов А.М., Румянцев Д.Б., Ташлыков Д.Н., Старков Р.Ю., Повышев И.А., Полулях А.И. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях. М.: Машиностроение. 2005. 536 с.

[3] Schmitz M.B., Schäfer O., Szwedowicz J., Secall-Wimmel T., Sommer T.P. Axial turbine blade vibrations induced by the stator flow. Comparison of Calculations and Experiment // Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines, Springer, Dordrecht, The Netherlands. 2006. P. 107 – 118.

[4] Абдухакимов Ф.А., Веденеев В.В., Колотников М.Е., Макаров П.В. Численное исследование влияния конструктивных параметров на прогнозирование флаттера лопаток // Проблемы машиностроения и надёжности машин. 2019. № 2. С. 17 – 26.

[5] Vedeneev V.V., Kolotnikov M.E., Makarov P.V. Experimental validation of numerical blade flutter prediction // Journal of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31, No. 5. P. 1281 – 1291.

[6] Макаров П.В., Колотников М.Е., Веденеев В.В., Абдухакимов Ф.А. Комплексный анализ динамического поведения лопаток компрессора на этапе проектирования // Авиационные двигатели. 2023. № 3. С. 49 – 66.

[7] Breard C., Green J.S., Imregun M. Low-Engine-Order Excitation Mechanisms in Axial-Flow Turbomachinery // Journal of Propulsion and Power. 2015. Vol. 19. No. 4. P. 704 – 712.

[8] Jöcker M., Kessar A., Fransson T. H., Kahl G., Rehder H.-J. Comparison of models to predict low engine order excitation in a high-pressure turbine stage1 // Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines. Springer, Dordrecht, The Netherlands. 2006. P. 107–118.

[9] Khemiri O., Martel C., Corral R. Forced Response of Mistuned Bladed Disks: Quantitative Validation of the Asymptotic Description // Journal of propulsion and power. 2014. Vol. 30. No. 2. P. 397 – 406.

[10] Rzadkowski R., Drewczynski M., Maurin M., Szczepanik R. Forced Response of the Mistuned First Stage Compressor Bladed Disc of an Aircraft Engine-Experimental and Numerical Results // Journal of vibration engineering & technologies. 2014. Vol. 2. No. 3. P. 253 – 264.

[11] Zheng Y.; Jin X.; Yang H. Low-Engine-Order Forced Response Analysis of a Turbine Stage with Damaged Stator Vane // Entropy. 2023. Vol. 26. No. 1. 4.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК РАБОЧИХ КОЛЕС КОМПРЕССОРОВ ТУРБОМАШИН ПРИ КАСАНИИ О КОРПУС

С.Ю. Данилкин[1], В.В. Шкуров[1], Т.И. Мазикина[1], А.Л. Кураков[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты анализа полученных экспериментальных данных при проведении специальных лабораторных исследований с моделированием касания лопаток и стендовых испытаний компрессоров на стационарных режимах работы, а также проведены расчетные исследования изменения зазоров между лопатками рабочего колеса и корпусом при возникновении колебаний. В результате проведенных исследований выявлены особенности механизмов возникновения колебаний лопаток при их касании о корпус, определены диагностические признаки касания лопаток о прирабатываемое покрытие при испытаниях компрессоров, выполнена оценка влияния вибрационных напряжений в лопатках на изменение радиального зазора расчетным методом, а также предложены рекомендации по обеспечению вибрационной прочности лопаток при их касании о прирабатываемое покрытие в процессе проведения стендовых испытаний.

INVESTIGATION OF ROTOR BLADES VIBRATION FEATURES OF GTE COMPRESSOR DUE TO BLADE–CASING RUBBING

S.Y. Danilkin[1], V.V. Shkurov[1], T.I. Mazikina[1], A.L. Kurakov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The results of the experimental data analysis obtained during special laboratory studies with modeling of blade contact and bench tests of compressors in stationary operating modes are presented, as well as computational studies of changes in the gaps between the blades and the casing when vibrations occur. As a result of the research, the features of the mechanisms for the occurrence of blades vibrations due to blade–casing rubbing were identified, diagnostic signs of the contact of the blades with the abradable coating during compressor testing were determined, the influence of vibration stresses in the blades on the change in the radial clearance by the calculation method was assessed, and recommendations were proposed for ensuring the vibration strength of the blades when they touched with the abradable coating during bench tests.

1 Введение

Уменьшение радиальных зазоров между рабочими лопатками и корпусом для повышения аэродинамической эффективности перспективных компрессоров авиационных газотурбинных двигателей может приводить к возникновению проблем, связанных с касанием роторных и статорных деталей на эксплуатационных режимах работы двигателя [1; 2]. Чтобы исключить опасные последствия, связанные с возникновением касания лопаток рабочих колес компрессора о корпус, на внутреннюю часть корпуса обычно наносят специальное истираемое покрытие. Однако даже при касании о такое покрытие в лопатках возможно возникновение высокого уровня вибрационных напряжений с последующим усталостным разрушением, что делает диагностирование процесса касания лопатки об истираемое покрытие актуальной задачей.

2 Результаты исследований

При проведении исследований вибрационной напряженности лопаток компрессоров при моделировании касания на специальной экспериментальной установке с имитацией точечного касания были выявлены колебания лопаток с повышенным уровнем вибронапряжений. При проведении испытаний с имитацией поверхностного касания установлено, что характер колебаний лопатки для рассматриваемого условия возбуждения колебаний практически подобен процессам, выявленным при точечном касании. На частотах вращения ($f_в$), кратных собственной частоте лопатки, происходят резонансные колебания этой лопатки большой интенсивности (до 60 кгс/мм^2), а при удалении от нее наблюдаются биения, переходящие в

вынужденные гармонические колебания с частотой вращения ротора и невысоким уровнем вибронапряженийями (до 5 кгс/мм2).

Для оценки влияния колебаний лопаток на изменение зазоров между лопатками рабочего колеса и корпусом были проведены расчетные исследования при атмосферных условиях с применением программного комплекса Ansys и использованием среды MySQL Workbench.

В результате анализа большого объема исследований вибронапряженного состояния лопаток, проведенных специалистами ЦИАМ, отмечено, что, несмотря на наличие истираемого покрытия, предназначенного для исключения задевания лопаток о жесткий корпус и нанесенного на внутреннюю поверхность корпуса, отдельные лопатки все же испытывают в определенных случаях сильное вибрационное возбуждение при их касании о покрытие. Исследования с применением спектрально-корреляционного анализа позволили установить, что колебания лопаток при их касании о прирабатываемое покрытие имеют много общего с резонансными колебаниями лопаток от входной окружной неравномерности потока. В частности, максимальные вибрационные напряжения в лопатках при их касании о покрытие возникают на частотах кратных частоте вращения ротора (рис. 1). Вместе с тем есть одно существенное отличие: при резонансных колебаниях от окружной неравномерности потока осциллограммы сигналов с тензометров имеют синусоидальную форму практически постоянной амплитуды, а при касании лопаток эта осциллограмма после момента касания о прирабатываемое покрытие обычно приобретает вид затухающей синусоиды до следующего момента касания.

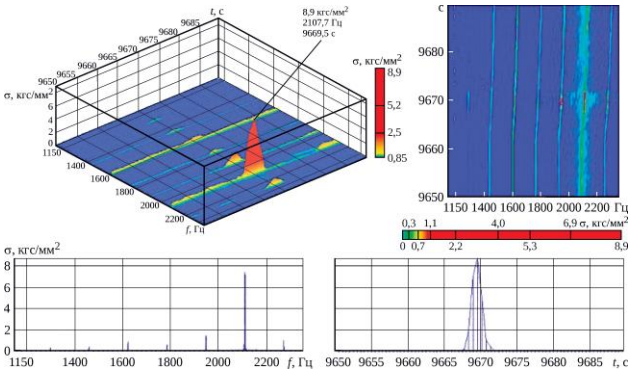


Рис. 1. Спектр колебаний рабочей лопатки компрессора при касании о корпус

Однако возможны случаи, когда в результате касания лопаток о прирабатываемое покрытие уровень вибрационных напряжений может не только не уменьшится, но и резко возрастает в течении весьма короткого времени. Рассмотренный в настоящей работе отдельный случай демонстрирует опасность такого касания лопаток о прирабатываемое покрытие, так как за очень короткий промежуток времени вибрационные напряжения могут вырасти в несколько раз и вызвать усталостную поломку лопатки. Поэтому одним из основных требований к разработке технологии должно быть оперативное диагностирование процесса касания лопатки о прирабатываемое покрытие.

Специалистами ЦИАМ был разработан способ диагностики касания лопаток рабочего колеса о корпус в составе осевой турбомашины [3]. В процессе экспериментальных исследований, проведенных на компрессорах авиационных двигателей, было выявлено, что амплитуда спектральной составляющей в сигналах с датчиков вибраций на корпусе и пульсаций потока воздуха на частоте следования лопаток с увеличением частоты вращения ротора монотонно увеличивается, но в момент касания лопаток она резко возрастает в сигнале датчика вибраций и одновременно убывает в сигнале с датчика пульсации статического давления. При выходе с режима, на котором возникают касания лопаток, амплитуда спектральной составляющей на частоте следования лопаток по показаниям датчика вибраций начинает уменьшаться с одновременным увеличением амплитуды спектральной составляющей на частоте следования лопаток по сигналу с датчика пульсации статического давления [3]. При этом датчики могут располагаться над, перед и за исследуемыми лопатками рабочего колеса.

Для диагностики момента касания предлагается применять условную верхнюю (для вибраций) и нижнюю (для пульсаций) границу, соответствующую изменению уровня спектральной составляющей на частоте следования лопаток на режимах без касания. Границы выбирают на основе результатов испытаний или с учетом исследований на прототипах. Указанные границы применимы к конкретному объекту испытаний и могут быть использованы для разных сборок данного объекта с применением поправочных коэффициентов, учитывающих общее вибрационное состояние объекта, условия на входе, особенности сборки (монтажные зазоры, отличия в конструкции, препарирование) и т.д.

3 Заключение

В результате проведенных исследований выявлены особенности механизмов возникновения колебаний лопаток при их касании о корпус, определены диагностические признаки касания лопаток о прирабатываемое покрытие при испытаниях компрессоров, выполнена оценка влияния вибрационных напряжений в лопатках на изменение радиального зазора расчетным методом, а также

предложены рекомендации по обеспечению вибрационной прочности лопаток при их касании о прирабатываемое покрытие в процессе проведения стендовых испытаний.

Список использованных источников

[1] Хориков А.А. Исследование колебаний лопаток компрессоров датчиками измерения радиального зазора // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 8 (55). С. 77–82.

[2] Жученко Е.И., Червонюк В.В., Стасевич А.А. Исследование возможности идентификации касания вентиляторных лопаток корпуса газотурбинного двигателя в полете // Автометрия. 2021. Т. 57, № 3. С. 59–65.

[3] Способ диагностики касания лопаток рабочего колеса о корпус в составе осевой турбомашины : патент RU 2795805 C1 / Данилкин С.Ю., Курков А.Л.; патентообладатель ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Заявка № 2022126663, 13.10.2022 ; опубл. 11.05.2023, Бюл. № 14. 10 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ К ФЛАТТЕРУ ЛОПАТОК РАБОЧЕГО КОЛЕСА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ГТД ИЗ ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

С.Ю. Данилкин[1], В.В. Шкуров[1], Т.И. Мазикина[1], А.Л. Кураков[1], А.А. Чернышов[1], Д.В. Афанасьев[1], В.И. Милешин[1], А.М. Петровичев[1], С.В. Панков[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований устойчивости к флаттеру лопаток модельного колеса перспективного авиационного ГТД из композиционных материалов. В результате выполненных исследований модельного рабочего колеса вентилятора были отработаны методические подходы для проведения испытаний на флаттер в условиях компрессорного стенда, исследованы режимы работы колеса, получены его аэродинамические характеристики в диапазоне приведенных частот вращения от 60% до 100%, а также исследованы особенности механизма возникновения флаттера лопаток вентилятора авиационного ГТД из полимерного композиционного материала.

INVESTIGATION OF FLUTTER OF AVIATION GAS TURBINE ENGINE FAN BLADES MADE OF POLYMER COMPOSITE MATERIAL

S.Y. Danilkin[1], V.V. Shkurov[1], T.I. Mazikina[1], A.L. Kurakov[1], A.A. Chernyshov[1], D.V. Afanas'yev[1], V.I. Mileshin[1], A.M. Petrovichev[1], S.V. Pankov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia

The results of computational and experimental studies of the flutter resistance of the model blades of a promising aviation gas turbine engine made of composite materials are presented. As a result of the fan model studies, methodological approaches were developed for conducting flutter tests under compressor stand conditions, the operating modes of the wheel were studied, its aerodynamic characteristics were obtained in the range from 60% to 100%, and the features of the flutter mechanism of the fan blades of an aviation gas turbine engine made of polymer composite material were studied

1 Введение

В настоящее время благодаря разработанным экспериментально-расчетным методам прогнозирования, диагностики и повышения устойчивости к флаттеру, специальным проверкам двигателей в термобарокамере и на летающей лаборатории, проявлений флаттера лопаток компрессоров отечественных двигателей на рабочих режимах в эксплуатации не наблюдается. Однако для обеспечения такого положения в будущем при создании перспективных ГТД большой тяги с высокой степенью двухконтурности необходимо своевременное совершенствование экспериментальной базы, методов испытаний двигателей и расчетно-экспериментальных методов оценки устойчивости к флаттеру лопаток.

Для проведения расчетных исследований устойчивости к автоколебаниям лопаток вентилятора в институте были разработаны два методических подхода, основанные на вероятностно-статистическом методе прогнозирования автоколебаний [1] и энергетическом методе с использованием COBRA NG v1.0 [2], которые применяются, в том числе, совместно с зарубежным программным продуктом - ANSYS CFX. Метод вероятностно-статистической оценки устойчивости к автоколебаниям рабочих лопаток учитывает упругие и газодинамические факторы на исследуемых режимах, которые сравниваются с имеющимся опытом (экспериментальными данными, полученными в термобарокамере ЦИАМ и на стендах предприятий промышленности при проведении более 200 испытаний в течение более 40 лет), а подход с использованием комплекса COBRA NG v1.0 основан на численном решении нестационарных задач аэродинамики решеток и венцов турбомашин с применением энергетического метода.

В рамках настоящей работы были выполнены исследования аэроупругих колебаний модельного колеса вентилятора из композиционных материалов в стендовых условиях для совершенствования подходов к проведению сертификационных работ с целью

обеспечить отсутствие флаттера лопаток авиационных ГТД большой тяги с высокой степенью двухконтурности.

2 Результаты исследований

Для обеспечения исследования устойчивости к автоколебаниям лопаток модельного рабочего колеса (РК) авиационного ГТД из композиционных материалов были выполнены работы по проектированию и изготовлению РК, в том числе была уточнена его геометрия с учетом возможностей производства ЦИАМ и проведена дополнительная расчетная оценка устойчивости РК с уточненной геометрией.

Для проектирования была выбрана одноступенчатая модель без входного направляющего аппарата (ВНА) по схеме «рабочее колесо – спрямляющий аппарат», с рабочими лопатками из ПКМ (15 лопаток) и регулируемым спрямляющим аппаратом на выходе (30 лопаток).

Для оценки возможности изготовления лопатки из ПКМ и определения ее работоспособности были проведены соответствующие прочностные исследования.

Для расстановки лопаток в колесе и обеспечения минимальной устойчивости к низкочастотному флаттеру выполнены лабораторные исследования частот и форм колебаний лопаток с помощью методов лазерной доплеровской виброметрии. Результаты исследований с применением виброметра показаны на рис. 1.

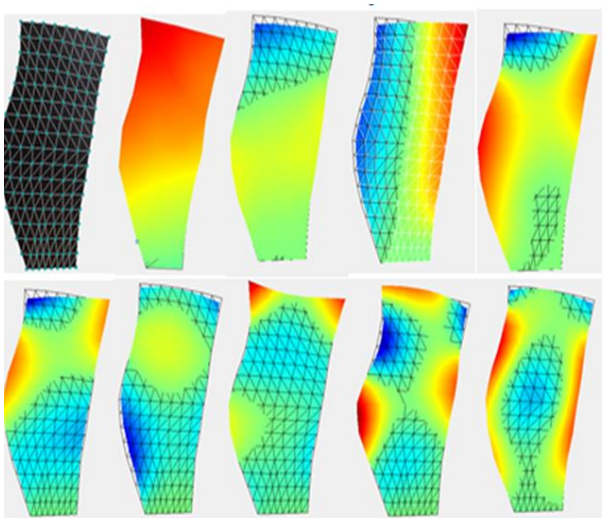


Рис. 1. Результаты определения форм колебаний лопаток

Экспериментальные исследования устойчивости к флаттеру спроектированных лопаток из ПКМ проводились на компрессорном стенде ЦИАМ при атмосферных условиях на входе в ступень. Объект испытаний, смонтированный на стенде, показан на рис. 2.

При подготовке к экспериментальным работам был выполнен анализ особенностей стендовой системы управления и даны рекомендации для проведения диагностики опасных динамических процессов при испытаниях.

Для исследования колебаний лопаток с помощью бесконтактных методов корпус вентилятора был препарирован датчиками пульсаций статического давления, высокочастотными трехкомпонентными датчиками вибраций, а также емкостными датчиками, применяемыми для системы измерения колебаний дискретно-фазовым методом.

Рис. 2. Общий вид экспериментального колеса.

В результате выполненных экспериментальных исследований модельного РК вентилятора были отработаны методические подходы для проведения испытаний на флаттер в условиях компрессорного стенда, исследованы режимы работы колеса и получены его аэродинамические характеристики в диапазоне приведенных частот вращения 60…100%, а также исследованы особенности механизмов возникновения флаттера лопаток вентилятора авиационного ГТД из полимерного композиционного материала.

3 Заключение

Результаты исследований подтвердили возможность применения разработанных в институте программных комплексов и расчетных методов для оценки устойчивости к флаттеру лопаток вентилятора из композиционных материалов и проведения работ по перепрофилированию лопаток для обеспечения отсутствия флаттера в эксплуатационном диапазоне режимов работы.

Учитывая полученные результаты, необходимо продолжить исследования влияния различных факторов (температуры и давления на входе, углов установки НА, разночастотности и расстановки лопаток в диске и т.д.) на границу флаттера лопаток из ПКМ и использовать экспериментальные данные для совершенствования расчётно-экспериментальных методов исследования устойчивости к флаттеру лопаток авиационных двигателей.

Список использованных источников

[1] Хориков А.А. Прогнозирование и диагностика флаттера лопаток осевых компрессоров авиационных ГТД. М.: ЦИАМ, 2002. 352 с. (Труды ЦИАМ ; № 1311).

[2] Программный комплекс Cobra NG v1.0 (ПК Cobra NG v1.0) : авторское свидетельство программы для ЭВМ № 2011615671 / Федорченко Ю.П., Шорстов В.А., Макаров В.Е. М. : Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам. Опубл. 20.12.2011, Бюл. № 4. Ч. 1. С. 124.

ПРОВЕРКА ОТСУТСТВИЯ АВТОКОЛЕБАНИЙ «СРЫВНОГО» ТИПА В РАБОЧИХ ЛОПАТКАХ КОМПРЕССОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ В СОСТАВЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА МЕТОДОМ ВДУВА СЖАТОГО ВОЗДУХА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ

Б.М. Клинский
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Аннотация. Подтверждена возможность достижения с помощью метода вдува сжатого воздуха в камеру сгорания газогенератора требуемой нормируемой величины запаса по коэффициенту режима в первой ступени компрессора высокого давления над предельной линией рабочих режимов для проверки отсутствия автоколебаний «срывного» типа в рабочих лопатках первой ступени компрессора.

Ключевые слова: экспериментальный газогенератор, компрессор высокого давления, автоколебания лопаток, коэффициент режима в ступени компрессора.

CHECKING THE ABSENCE OF SELF-OSCILLATIONS OF THE "DISRUPTIVE" TYPE IN THE WORKING BLADES OF A HIGH-PRESSURE COMPORESSOR AS PART OF A GAS GENERATOR BY INJECTING COMPRESSED AIR INTO THE COMBUSTION CHAMBER

B.M. Klinskiy
CIAM, Moscow, Russia

Annotation. The possibility of achieving the required standardized value of the reserve for the mode coefficient in the first stage of the high-pressure compressor above the limit line of operating modes for checking the absence of “stall” type self-oscillations in the working blades of the first stage of the compressor using the method of blowing compressed air into the combustion chamber of the gas generator has been confirmed.

Keywords: experimental gas generator, high-pressure compressor, self-oscillations of blades, compressor stage mode coefficient.

1 Введение

Проверка отсутствия автоколебаний «срывного» типа в рабочих лопатках первой ступени автономного компрессора высокого давления (КВД) может проводиться на компрессорной установке, располагающей средствами наддува и подогрева воздуха на входе в компрессор, средствами дросселирования потока за компрессором, а также высокооборотным стендовым приводом ротора компрессора. Для этой цели могут также быть использованы испытания КВД в составе экспериментального газогенератора (ЭГГ) или газотурбинного двигателя (ГТД) в термобарокамере высотного стенда по схеме с присоединенным трубопроводом или в боксе испытательного стенда с наддувом и подогревом воздуха на входе. В последнем случае основным способом, позволяющим обеспечить требуемое смещение рабочей точки на напорной ветке характеристики 1-й ступени КВД, на практике является соответствующие уменьшение площади критического сечения регулируемого технологического сопла газогенератора после выхода на требуемый режим $n_{ПР} = const$. При таком способе смещения рабочей точки на напорной ветке 1-й ступени КВД температура газа $T^*_{Г}$ перед турбиной высокого давления (ТВД) ЭГГ (или ГТД) может превысить предельно-допустимое значение, что может существенно ограничить режимы проверки отсутствия автоколебаний «срывного» типа.

В этой связи метод вдува сжатого воздуха в камеру сгорания ЭГГ или ГТД может быть использован для оценки возможности проверки отсутствия автоколебаний (флаттера) [1] «срывного» типа в рабочих лопаток первой ступени многоступенчатого осевого компрессора высокого давления, когда в требуемых условиях с запасом [2] по режимным параметрам на входе в компрессор ($P^*_{BX.МАКС}$ - полное давление и $T^*_{BX.МАКС}$ - температура торможения потока) необходимо обеспечить нормируемое смещение рабочей точки по напорной ветке на характеристике 1-й ступени КВД в сторону границы помпажа относительно «предельной» линии рабочих режимов (ЛРР), положение которой на напорной ветке определяется величиной коэффициента режима

$$K_{P1} = \left(\frac{\pi^*_{СТ.1}}{G_{В.ПР}} \right), \qquad (1)$$

где $\pi^*_{СТ.1} = P^*_{В} / P^*_{BX}$ - степень повышения полного давления в 1-й ступени КВД, P^*_{BX} - полное давление на входе в 1-ю ступень КВД; $P^*_{В}$ - полное давление на выходе из 1-й ступени КВД; $G_{В.ПР}$ - приведенный расход воздуха на входе в 1-ю ступень компрессора.

«Предельная» ЛРР выбирается с учетом производственного разброса положения ЛРР, связанного с

особенностями и стабильностью производства двигателей, а также условиями эксплуатации и наработки в течение ресурса по парку находящихся в эксплуатации двигателей в диапазоне пониженных приведенных частот вращения ротора компрессора при дозвуковом обтекании с повышенными углами атаки потока на рабочих лопатках при $n_{ПР} = const$. В этом случае фактическая величина запаса по изменению относительной величины коэффициента режима K_{P1} ($n_{ПР} = const$) по отношению к «предельной» ЛРР может быть определена по формуле

$$\delta K_{P1} = \left[\left(\pi^*_{СТ.1} / G_{В.ПР}\right)_{ВЕРХ} / \left(\pi^*_{СТ.1} / G_{В.ПР}\right)_{ПРЕД} - 1\right] \cdot 100,\% \qquad (2)$$

где индекс «пред» - предельное положение ЛРР; индекс «верх» - верхнее положение ЛРР.

Проверку отсутствия автоколебаний «срывного» типа выполняют с учетом нормируемой величины запаса по коэффициенту режима $\delta K_{P1} = +(2...4)\%$ [2].

Следует также отметить, что в ТРДД с раздельными контурами при изменении площади выходного сечения сопла газогенераторного контура или площади выходного сечения сопла второго контура, а также в составе ТРДД с общим регулируемым реактивным соплом рабочая точка на характеристике компрессора высокого давления перемещается только вдоль линии рабочих режимов [3], вследствие чего в указанной компоновке ТРДД практически невозможно обеспечить проверку отсутствия флаттера в рабочих лопатках 1-й ступени КВД

2 Результаты исследований

Метод вдува сжатого воздуха в камеру сгорания ЭГГ, использованный в настоящей работе, позволил в процессе «поджатия» рабочей точки по напорной ветке КВД за счет увеличения сопротивления сети производить необходимое перемещение рабочей точки на характеристике 1-й ступени КВД в сторону границы помпажа при одновременном уменьшении величины температуры газа перед турбиной высокого давления вследствие подвода к турбине дополнительной мощности от стендового технологического компрессора.

На рис.1 показаны три напорные ветки на характеристике 1-й ступени КВД при приведенной частоте вращения ротора $n_{ПР} = 85, 90, 95\%$ в виде зависимостей степени повышения давления $\pi_{СТ.1} = p_{СТ.1} / P^*_{ВХ}$ по статическому давлению $p_{СТ.1}$ от приведенного расхода воздуха $\bar{G}_{в.пр}$ на входе в экспериментальный газогенератор, определенные методом вдува сжатого воздуха в камеру сгорания ЭГГ. Относительное изменение величины коэффициента режима в 1-й ступени компрессора δK_{P1} по статическому измеренному давлению $p_{СТ.1}$ в зависимости от относительной величины коэффициента режима КВД δK_P для 3-х напорных веток при $n_{ПР}$=85, 90, 95%, полученных при вдуве сжатого воздуха в камеру сгорания ЭГГ, показано на рис.2.

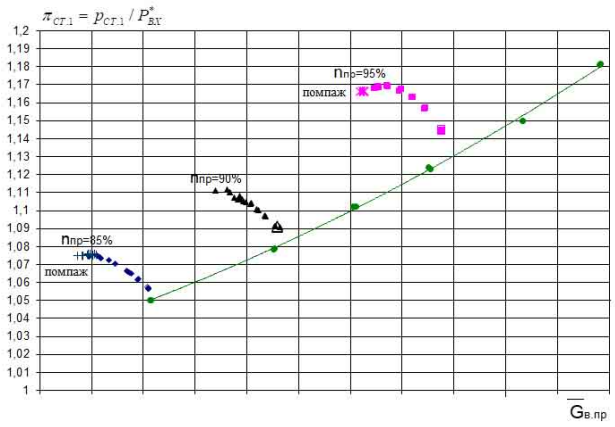


Рис.1. Характеристика 1-й ступени компрессора ЭГГ по измеренному статическому давлению $p_{СТ.1}$ за 1-й ступенью при $n_{ПР}$=85, 90, 95%, полученная методом вдува сжатого воздуха в КС

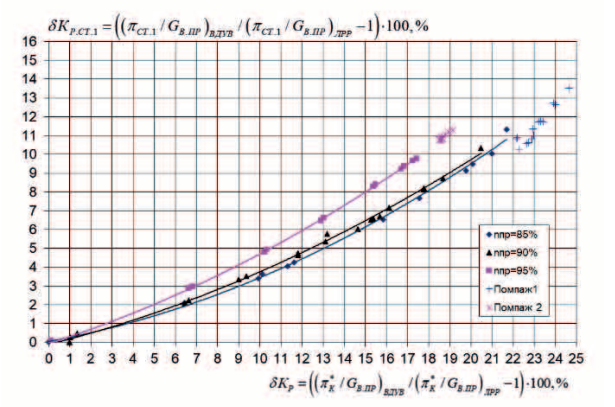


Рис.2. Изменение относительной величины коэффициента режима в 1-й ступени КВД

$$\delta K_{P1} = \left(\left(\pi_{СТ.1} / G_{В.ПР}\right)_{ВДУВ} / \left(\pi_{СТ.1} / G_{В.ПР}\right)_{ЛРР} - 1\right) \cdot 100,\%$$

в зависимости от изменения относительной величины коэффициента режима компрессора

$$\delta K_P = \left(\left(\pi^*_K / G_{В.ПР}\right)_{ВДУВ} / \left(\pi^*_K / G_{В.ПР}\right)_{ЛРР} - 1\right) \cdot 100,\%$$

при вдуве сжатого воздуха в камеру сгорания ЭГГ

Из рассмотрения рис.2 следует, что при принятии допущения о равенстве между величинами степени повышения давления по полному и статическому давлениям $\pi^*_{СТ.1} \approx \pi_{СТ.1}$ относительное изменение величины коэффициента режима δK_{P1} для 1-й ступени значительно меньше величины относительного изменения коэффициента режима для компрессора δK_P. Для исследованного компрессора отношение величин $\delta K_P / \delta K_{P1} \approx 3$.

Температура газа перед турбиной высокого давления ЭГГ при достижении границы устойчивой работы КВД (см. рис.1) в условиях, близких к стандартным на входе, в настоящих исследованиях уменьшалась на 100…120 К. Отмеченное обстоятельство способствует снятию ограничения по предельной величине температуры газа перед ТВД, которое на практике отмечается при проведении проверки отсутствия автоколебаний «срывного» типа в рабочих лопатках первой ступени КВД в составе ЭГГ или однокаскадного ГТД за счет соответствующего уменьшения площади критического сечения сопла.

Поскольку запас по коэффициенту режима для 1-й ступени при проверке 2-х однотипных экземпляров ЭГГ принимается не менее $\delta K_{P1(ПРЕД\to ВЕРХ)} = +2\%$ [2], а при проверке одного экземпляра ЭГГ составляет $\delta K_{P1(ПРЕД\to ВЕРХ)} = +4\%$ [2], то изменение величины коэффициента режима для всего компрессора δK_P от исходного (номинального) положения ЛРР на характеристике компрессора может составить

$$\delta K_P = \delta K_{P1.(НОМ\to ПРЕД)} \cdot \left(\frac{\delta K_P}{\delta K_{P1}}\right) + \delta K_{P1.(ПРЕД\to ВЕРХ)} \cdot \left(\frac{\delta K_P}{\delta K_{P1}}\right) = 2\cdot 3 + 4\cdot 3 = 18\% \quad (3)$$

Связь между изменением коэффициента режима КВД δK_P (3) и необходимым изменением площади критического сечения сопла $F_{C.KP}$ запишем с помощью величин коэффициентов влияния для однокаскадного ГТД [4] с компрессором средней напорности с $\pi_K^* = 6$ как

$$\delta K_P = \frac{\delta \pi_K^*}{\delta F_{C.KP}} \delta F_{C.KP} - \frac{\delta G_{B.ПР}}{\delta F_{C.KP}} \delta F_{C.KP} = -0,68 \cdot \delta F_{C.KP} \quad (4)$$

То есть, при равенстве искомой величины δK_P по формуле (4) требуемому значению по формуле (3) необходимое увеличение относительной величины коэффициента режима КВД может быть получено уменьшением площади критического сечения сопла газогенератора на $\delta F_{C.KP} = -26,4\%$, что может привести к увеличению температуры газа перед турбиной на

$$\delta T_Г^* = \left(\delta T_Г^* / \delta F_{C.KP}\right) \cdot F_{C.KP} = -1,35 \cdot (-26,4\%) = +35,7\% \quad (5)$$

В этом случае при имитации на входе в компрессор ЭГГ требуемых [2] предельных величин режимных параметров $T_{ВХ.МАКС}^*, P_{ВХ.МАКС}^*$ отмеченное выше обстоятельство может привести к увеличению абсолютной величины температуры газа $T_Г^*$ перед ТВД при $n_{ПР} = const$ выше предельно-допустимой величины. Таким образом, применение метода вдува сжатого воздуха в камеру сгорания ЭГГ [1,5] позволило обеспечить требуемую нормируемую величину запаса по коэффициенту режима в 1-й ступени компрессора $\delta K_{P1} = +(2...4)\%$ (см. рис.2) над предельным положением ЛРР, необходимую для проверки отсутствия автоколебаний «срывного» типа в рабочих лопатках первой ступени КВД ЭГГ, при пониженном уровне величин температуры газа перед турбиной газогенератора.

3 Заключение

Использование при испытаниях экспериментального газогенератора метода вдува сжатого воздуха в камеру сгорания от стендового технологического компрессора обеспечило:

- получение требуемой нормируемой величины запаса по коэффициенту режима δK_{P1} в первой ступени многоступенчатого компрессора высокого давления при $n_{ПР} = const$ над положением предельной линии рабочих режимов, необходимого для создания условий проверки отсутствия автоколебаний «срывного» типа в рабочих лопатках первой ступени многоступенчатого осевого компрессора высокого давления;
- уменьшение величины температуры газа перед (и за) турбиной высокого давления газогенератора на режиме $n_{ПР} = const$, что способствовало повышению безопасности проведения специальных испытаний и устранению возможности перегрева материала конструкции камеры сгорания и турбины газогенератора при «поджатии» КВД.

Список использованных источников

[1] *Клинский Б.М.* Совершенствование методов экспериментального определения запаса устойчивой работы и поджатия 1-й ступени осевого компрессора в составе газогенератора //Вестник Московского авиационного института. 2024. Т.31. №2. С.95-107.

[2] Афанасьев В.А., Жигунов М.М., Ланшин А.И. и др. Экспериментальная отработка и сертификационные испытания авиационных двигателей. - М.: МАИ. 2021. С.211-219.

[3] Клячкин А.П. Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение. 1969. С. 361-363.

[4] Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. - М.: Машиностроение.1965. С.139-145.

[5] Патент на изобретение №2841282. Российская Федерация. Способ испытаний газогенератора турбореактивного двигателя на отсутствие автоколебаний рабочих лопаток компрессора высокого давления:№2024114753:заявл.30.05.2024:опубл. 05.06.2025 // Клинский Б.М. – 11 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ФЛАТТЕРА ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ НЕСТАЦИОНАРНОСТИ ПОТОКА

Ф.А. Абдухакимов[1], В.В. Веденеев[1], К.А. Жидяев[1], М.М. Кручинин[2], М.А. Кузьмин[1]
[1] НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва,
[2] АО НЦВ «Миль и Камов», Московская область, город Люберцы,

В настоящей работе описывается разработанный метод аэроупругого анализа лопасти несущего винта вертолета, учитывающий произвольное число собственных форм колебаний, периодичность, нестационарность и сжимаемость потока воздуха, обтекающего лопасть. Проведена верификация метода на классической задаче изгибно – крутильного флаттера. Представлены результаты расчетов границ флаттера на режиме висения и горизонтального полета. Проведено сравнение результатов численных расчетов с экспериментальными данными.

INVESTIGATION OF THE HELICOPTER ROTOR BLADE FLUTTER TAKING INTO ACCOUNT THE UNSTEADY FLOW EFFECT

F.A. Abdukhakimov[1], V.V. Vedeneev[1], K.A. Zhidiaev[1], M.M. Kruchinin[2], M.A. Kuzmin[1]
[1] Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russia
[2] The National helicopter center Mil&Kamov, Moscow Region, Russia

This work describes the developed method of aeroelastic analysis of the helicopter rotor blade, which takes into account an arbitrary number of natural modes, periodicity, unsteadiness and compressibility of the air flow. The verification of the method on the classical bending–torsional flutter problem has been carried out. The results of calculations of the flutter boundaries for hover and horizontal flight are presented. The results of numerical calculations are compared with experimental data.

1 Введение

При проектировании несущего винта вертолета важно исключить возникновение флаттера или дивергенции, поскольку такие аэроупругие явления приводят к ухудшению прочностных и аэродинамических характеристик лопастей, и, в конечном итоге, к крушению вертолета.

Аэроупругий анализ лопастей представляет собой широкую область исследований. Подробный обзор зарубежных исследований по аэроупругости несущего винта можно найти в работах [1 – 3]. Обзор отечественных работ представлен в [4, 5]. В целом в отечественном вертолетостроении для исследования флаттера лопастей применяются различные расчетные методы, которые используют зачастую упрощенные аэродинамические или упругие модели и применимы к определенным типам несущих винтов и геометриям лопастей. Поэтому необходимо развитие существующих методов и разработка новых унифицированных подходов для исследования устойчивости лопастей.

2 Метод аэроупругого анализа

В настоящей работе представлен начальный этап разработки метода аэроупругого анализа лопасти несущего винта, который позволил бы исследовать устойчивость с учетом периодичности, нестационарности и сжимаемости течения для разных типов несущих винтов и произвольной геометрии лопасти по различным формам колебания. Разработанная математическая модель предполагает использование метода конечных элементов.

Аэроупругий анализ состоит из нескольких последовательных шагов. Предварительно определяется среднее напряженно-деформированное состояние лопасти при действии центробежной и осредненной за период вращения аэродинамической силы. Аэродинамические нагрузки вычисляются в предположении, что каждое сечение лопасти обтекается квазистационарно и двумерно, а соответствующие аэродинамические коэффициенты известны из экспериментальных продувок или газодинамических расчетов обтекания плоских профилей в плоскопараллельном потоке.

Относительно определенного таким образом состояния лопасти исследуется ее устойчивость при

стационарном состоянии потока воздуха, соответствующим средним значениям параметров реального периодически колеблющегося потока. Колебания лопасти предполагаются геометрически линейными, то есть рассматриваются малые колебания. Аэродинамические силы линеаризовываются как функции скорости, а также поворота профиля сечения. Таким образом, для определения возникновения флаттера решается задача на комплексные собственные значения (p) полученной связанной линейной аэроупругой системы:

$$\begin{gathered} det\left(p^2M + p\widetilde{D} + \widetilde{K}\right) = 0 \\ \widetilde{D} = D - D^{\text{аэро}} - D^{\text{Кор}} \\ \widetilde{K} = K - K^{\text{аэро}} \\ p = \mathrm{Re}(p) + i \cdot \mathrm{Im}(p) \end{gathered} \quad (1)$$

где M, K, D — конструкционные матрицы масс, жёсткости и демпфирования, $K^{\text{аэро}}$, $D^{\text{аэро}}$ — линеаризованные аэродинамические матрицы жесткости и демфирования, $D^{\text{Кор}}$ — матрица кориолисова демпфирования.

Аэродинамические матрицы могут быть вычислены в рамках квазистационарной теории, нестационарной теории Теодорсена [6, 7], применимой к несжимаемому течению, а также нестационарной теории Поссио [8], которую можно использовать в случае сжимаемого потока.

По расположению корней на комплексной плоскости определяется устойчивость, дивергенция или флаттер винта (Рис. 1).

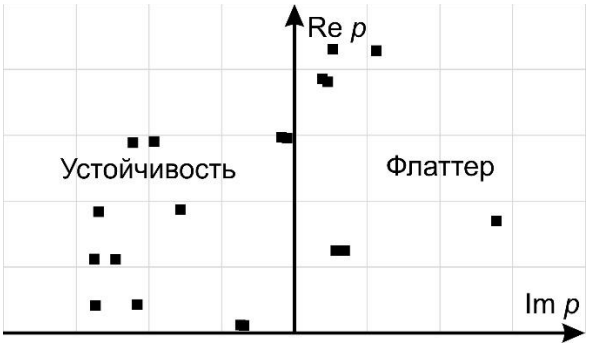


Рис. 1. Распределение собственных значений p на комплексной плоскости

Кроме того, для лопастей, совершающих маховые колебания, численный расчет флаттера проводится с также помощью теории Флоке [9], поскольку невозмущённое состояние, исследуемое на устойчивость, является периодически зависящим от времени. Рассматриваемая система уравнений движений в этом случае имеет вид:

$$\begin{gathered} M\ddot{\boldsymbol{u}}(t) + \widetilde{D}\dot{\boldsymbol{u}}(t) + \widetilde{K}\boldsymbol{u}(t) = \\ = D_p^{\text{аэро}} \sin(\Omega t + \phi_D)\,\dot{\boldsymbol{u}} + \\ + K_p^{\text{аэро}} \sin(\Omega t + \phi_K)\,\boldsymbol{u}, \end{gathered} \quad (2)$$

$D_p^{\text{аэро}} \sin(\Omega t + \phi_D)$, $K_p^{\text{аэро}} \sin(\Omega t + \phi_K)$ – матрицы, задающие периодически меняющиеся коэффициенты системы уравнений, $\ddot{\boldsymbol{u}}, \dot{\boldsymbol{u}}, \boldsymbol{u}$ – векторы ускорений, скоростей и перемещений профилей сечений лопасти, Ω – угловая скорость вращения лопасти вокруг вала.

Для системы (2) решается серия задач о развитии малого возмущения лопасти за один период вращения, после чего составляется матрица монодромии [9]. Комплексные собственные значения этой матрицы — мультипликаторы Флоке (ρ). Критерием флаттера является наличие хотя бы одного мультипликатора, лежащего вне единичного круга (Рис. 2).

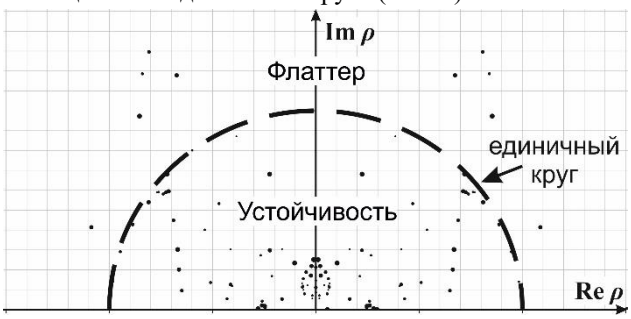


Рис. 1. Распределение мультипликаторов Флоке на комплексной плоскости

3 Заключение

Разработан метод аэроупругого анализа лопасти несущего винта вертолета, который предполагает расчет статической аэроупругости, формирования линеаризованных (касательных) конструкционных и аэродинамических матриц, расчет маховых колебаний и флаттера.

Проведена верификация на классической задаче изгибно-крутильного флаттера. Получено хорошее соответствие численных результатов аналитическому решению.

В различных аэродинамических постановках получены параметры, при которых возникает флаттер или наблюдается устойчивость лопасти.

Исследовано влияние массово-жесткостных характеристик и конструкционного демпфирования на границы флаттера.

Проведено сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными.

Список использованных источников

[1] Friedmann P.P., Rotary-Wing Aeroelasticity: Current Status and Future Trends// AIAA Journal. 2004. V. 42(10). P. 1953 – 1972.

[2] Джонсон У. Теория вертолета: В 2-х книгах. Кн. 1. Пер. с англ. М.: Мир, 1983. 502 с.

[3] Джонсон У. Теория вертолета: В 2-х книгах. Кн. 2. Пер. с англ. М.: Мир, 1983. 1024 с.

[4] Миль М. Л., Некрасов А. В., Браверман А. С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Расчет и проектирование. Том 1. М.: Машиностроение. 1966. 456 с.

[5] Бурцев Б. Н., Левин И. А., Рябов В. И., Копцева Л. А., Селеменев С. В. Нагрузки и аэроупругая устойчивость лопастей несущего винта вертолета // Труды шестого форума РосВО, Москва, 25–26 февраля 2004, стр. II 1–22.
[6] Theodorsen T. General potential theory of arbitrary wing section // NACA Report No. 452, 1933.
[7] V. Vedeneev. New mechanism of the aeroelastic divergence onset // AIAA Journal. 2020. Vol. 58. No. 6. P. 2716-2725.
[8] J. Lin, K.W. Iliff, Aerodynamic Lift and Moment Calculations Using a Closed-Form Solution of the Possio Equation. // NASA/TM-2000-209019, 2000.
[9] Демидович Б.П. Лекции по математической теории устойчивости. М.: Наука, 1967.

ДЕМОНСТРАЦИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОГРАММЫ ВЫБОРА ПОРЯДКА РАССТАНОВКИ РАБОЧИХ ЛОПАТОК В КОЛЕСЕ РОТОРА С УЧЕТОМ ИХ РАЗНОЧАСТОТНОСТИ И МАССЫ (BRUM)

Н.Н. Серебряков, И.И. Иванов, А.Д. Бортников, Т.В. Буюкли, А.А. Ларькин
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Программа BRUM позволяет выполнить расстановку лопаток при сборке с целью минимизации переменных напряжений и дисбаланса рабочего колеса. Эффективность программы продемонстрирована на примере модельного рабочего колеса с заданными параметрами разночастотности и массово-инерционной неуравновешенности.

DEMONSTRATION OF THE PROGRAM EFFECTIVENESS ON BLADES ARRANGEMENT IN THE ROTOR WHEEL, TAKING INTO ACCOUNT THEIR DIFFERENT FREQUENCIES AND MASS (BRUM)

The BRUM program allows to arrange the blades during assembly in order to minimize alternating stresses and rotor wheel unbalance. The program effectiveness is demonstrated by the example of a model rotor wheel with specified parameters of different frequencies and mass-inertial unbalance.

N.N. Serebryakov, I.I. Ivanov, A.D. Bortnikov, T.V. Buyukli, A.A. Larkin
CIAM, Moscow, Russia

1 Введение

Рабочее колесо авиационного двигателя – это сложная механическая система, обладающая поворотной циклической симметрией. Неидеальное изготовление рабочих лопаток приводит к нарушению симметрии и проявляется в различии их собственных частот [1]. Частотная расстройка лопаток может привести к значительному повышению в них переменных напряжений, зависящих, в том числе и от расстановки лопаток при сборке рабочего колеса [2]. В работе [3] показано, что в отличие от строго однородного рабочего колеса с s лопатками, имеющего при каждом числе волн (узловых диаметров ND) $0 < ND < s/2$ две взаимно ортогональные формы колебаний с равной частотой, в неоднородном колесе эти формы и частоты становятся различными. Расслоение спектра частот приводит к неодновременному, сдвинутому по фазе проходу системы через резонанс для каждой из расслоившейся формы колебаний. При малой расстройке обе зоны резонансных усилений накладываются друг на друга, что и приводит к резкому изменению распределения амплитуд напряжений по лопаткам [3]. Кроме того, на практике балансировки роторов ГТД распространен подход раздельной балансировки, когда перед сборкой лопатки сортируются по массе и статическим моментам инерции и собираются в рабочее колесо так, чтобы суммарный вектор сил инерции был близок к нулю с учетом вектора остаточного дисбаланса диска и погрешностей установки лопаток в диске [1]. Задача предварительной балансировки роторов с использованием сборки рабочего колеса по статическим моментам лопаток достаточно подробно освещена в научно-технической литературе. Так, для проведения операции балансировки применяются как готовые стратегии [4,5], так и подходы с программной реализацией поиска оптимальной расстановки лопаток [6,7], основанные, в том числе, и на решении задач комбинаторной оптимизации [8-13].

Поэтому исследование влияния имеющейся произвольной случайно частотной расстройки или расстановки лопаток в рабочем колесе при сборке как с учетом остаточной неуравновешенности ротора, так и с учетом амплитуды переменных напряжений, а также поиск наилучшей комбинации их расстановки с точки зрения минимизации дисбаланса и переменных напряжений при резонансных или околорезонансных, колебаниях представляет практический интерес. Разработанная в ЦИАМ программа BRUM [14] позволяет выполнить автоматическую расстановку лопаток при известных данных по разночастотности и массово-инерционной неуравновешенности. Решение задачи расстановки лопаток можно производить как для отдельных задач снижения переменных

напряжений или остаточной неуравновешенности, так и при объединении этих задач.

2 Основные положения и математическая реализация

Из анализа научно-технической литературы [15-17] известно, что для исследования влияния частотной расстройки на амплитуды переменных напряжений используются эквивалентные модели [15,16] или суперэлементы [17]. Использование эквивалентных моделей удобно с точки зрения простоты, однако, суперэлементы имеют явное преимущество в части точности, что является важным ввиду сильного влияния связанности колебаний на локализацию амплитуд переменных напряжений. Пример построения суперэлемента для системы из *n*-степеней свободы с использованием динамической редукции Крейга-Бамптона приведен в [18].

Сама задача влияния частотной расстройки на амплитуды переменных напряжений решается в рамках линейной теории колебаний поиском решения установившихся колебаний системы, где частотная расстройка описывается множителем перед матрицей жесткости лопатки. Пример реализации с подробным объяснением приведен в [19]. Поиск оптимальной расстановки лопаток при сборке рабочего колеса сводится к решению задачи комбинаторной оптимизации. В программе BRUM это реализовано посредством решения задачи коммивояжера с использованием алгоритма муравьиной колонии, такой подход известен в литературе [17,19-21]. Объединение задач производится за счет обезразмеривания как амплитуд напряжений (перемещений, поскольку задача линейна) на резонансе, так и дисбаланса системы, см., например, публикацию [22]. Целевая функция оптимизации в таком случае записывается в виде (1):

$$L = \alpha_1 \cdot L_1 + \alpha_2 \cdot L_2. \qquad (1)$$

Задачей оптимизации является поиск экстремума целевой функции L – минимума или максимума (если, например, требуется определить наихудший случай установки лопаток):

$$\begin{cases} \min\limits_{S_v \in S} \{L | S_v\} \\ S = \{S_1 \cdots S_v \ldots S_{size}\} \end{cases}. \qquad (2)$$

В классической задаче коммивояжера рассматривается n городов и матрица попарных расстояний между ними. Требуется найти такой порядок посещения городов, чтобы суммарное пройденное расстояние L было минимальным, каждый город посещался ровно один раз и коммивояжер вернулся в тот город, с которого начал свой маршрут.

Эффективным подходом решения задачи коммивояжера является алгоритм муравьиной колонии, предложенный Дориго [20].

В основе подхода лежит поведение муравьев в природе, которые изначально перемещаются в поисках пищи случайным образом, но, найдя ее, возвращаются в свою колонию, помечая путь феромонами. Это избавляет других муравьев от необходимости случайного поиска пищи и делает его более целенаправленным: найдя путь, помеченный феромонами, муравьи движутся по нему, усиливая плотность феромонов.

Однако со временем плотность феромонов уменьшается. И происходит это тем быстрее, чем длиннее путь, поскольку интервал перемещения по нему муравьев велик. Напротив, чем путь короче и чем интенсивнее он используется, тем выше плотность феромона на нем. Таким образом, выбирая пути с наибольшей плотностью феромона, муравьи сокращают расстояние, проходимое в поисках пищи, что эквивалентно поиску кратчайшего пути на графе.

Применительно к задаче оптимальной сборки лопаток в рабочем колесе сам алгоритм муравьиной колонии по сути остается без изменений. Изменения в основном касаются:

1) входных данных, в которых уже должна содержаться информация о жесткостных и инерционных параметрах модели рабочего колеса, демпфировании в системе, параметрах частотной расстройки, количестве лопаток, положению резонанса, гармонике возбуждения EO (engine order), а также массово-инерционной неуравновешенности;

2) целевой функции L, которая представляет собой меру отклика лопаток на резонансной или околорезонансной частоте. Необходимо отметить, что в отличие от классической задачи коммивояжера, где информация о модели вводится единожды, в задаче перестановки лопаток необходимо перестраивать модель на каждой итерации.

В [17] указано, что расстояние между городами l и m вычисляется явно и в задаче коммивояжера η_{lm} может быть взята как обратная величина расстояния. В задаче оптимизации сборки лопаток метрика «расстояние» между лопатками не может быть введена. При этом скорость сходимости алгоритма низкая, если вероятность выбора новой сборки $p_{lm}(t)$ может быть вычислена только с использованием $\tau_{ij}(t)$, что эквивалентно $\beta = 0$. Для того, чтобы устранить эту проблему и сделать параметр β значимым, в [17] предлагается модель связи между лопатками. Новая эвристическая функция η_{ij} тогда вводится как [17]:

$$\eta_{lm}(t) = exp^{-\frac{\|\Delta l + \Delta m\|^2}{2\sigma}}, \qquad (3)$$
$$\Delta l = F_l - F_0,$$

где Δl – степень отклонения l-й лопатки и лопатки без частотной расстройки;

σ – среднеквадратическое отклонение отклика всех лопаток;

F_l – отклик l-й лопатки с частотной расстройкой;

F_0 – отклик лопатки без частотной расстройки

В [19] было показано, что использование эвристической информации (3) недостаточно эффективно помогает осуществлять поиск

оптимальной расстановки лопаток в рабочем колесе, поэтому была предложена новая форма записи:

$$\eta_{lm}(t) = exp^{-\frac{\|\Delta l - \Delta m\|^2}{2\sigma^2}}. \quad (4)$$

Эвристическая информация в (4) имеет следующий физический смысл: перестановка лопаток при поиске минимума производится с большей вероятностью для лопаток с близкими частотами. Данное предположение основано на публикациях, где применялись шаблоны расположения лопаток с заданным законом распределения жесткости лопаток (по сути преднамеренной расстройки). По данным [23] в 2011 Репецким О.В. и Рыжиковым И.Н. при анализе влияния частотной расстройки на амплитуды переменных напряжений было показано, что минимальный эффект влияния частотной расстройки лопаток на амплитуды переменных напряжений при резонансных колебаниях рабочего колеса достигается при «пилообразном» законе распределения частотной расстройки, т.е. когда разница между частотами соседних лопаток невелика [23].

В решении задачи балансировки целевая функция задается как сумма статических моментов инерции (в общем случае используется информация по аксиальным, тангенциальным и радиальным статическим моментам), обезразмеривание производится по отношению к исходному дисбалансу системы.

3 Пример использования программы

В качестве примера рассматривается модельное рабочее колесо компрессора, конечно-элементная (КЭ) модель которого приведена на **Рис. 1**.

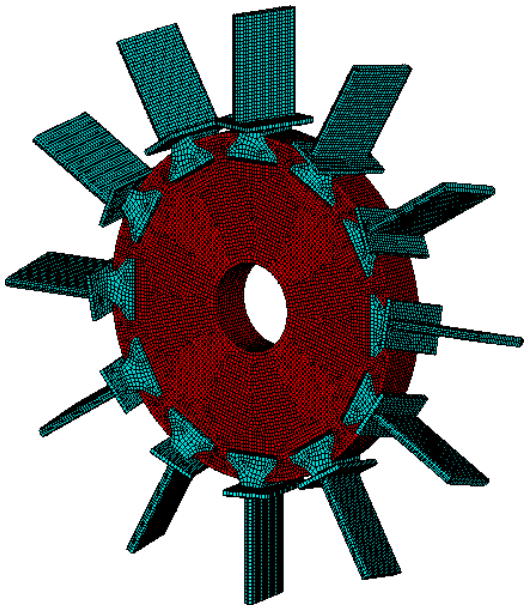


Рис. 1. КЭ-модель рабочего колеса

Массы модельных лопаток (кг): 1.8078, 1.8082, 1.7491, 1.7773, 1.7385, 1.7416, 1.7748, 1.8210, 1.7519, 1.7861, 1.7682, 1.8085. Радиус центра масс 224 мм. Вариация жесткости лопаток принята следующей: 1.003, 0.992, 1.014, 0.982, 0.998, 0.997, 1.0, 1.0, 0.991, 0.999, 0.998, 1.0. Исходный дисбаланс рабочего колеса составлял 27000 г·мм.

Иллюстрация исходных откликов приведена на **Рис. 2** (при этом поиск худшей сборки дал увеличение амплитуд в 1.75 раза по сравнению с идеальным рабочим колесом).

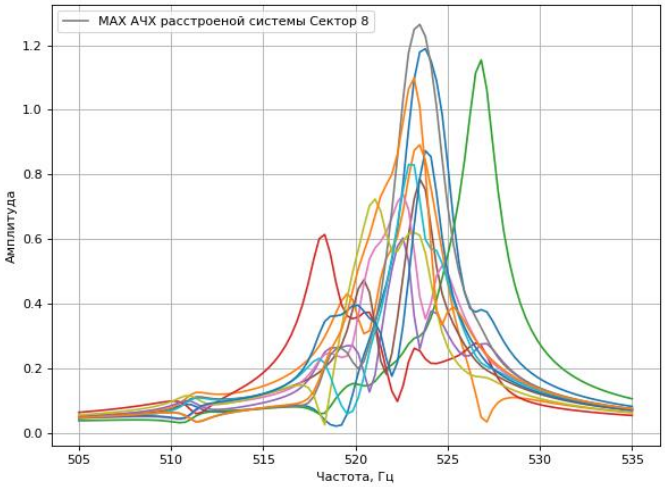


Рис. 2. Отклик системы без оптимизации сборки

Запуск BRUM при поиске оптимальной сборки по снижению напряжений дал следующий порядок расстановки лопаток {4;10;9;3;8;7;12;11;6;5;1;2}, иллюстрация безразмерных откликов приведена на **Рис. 3**.

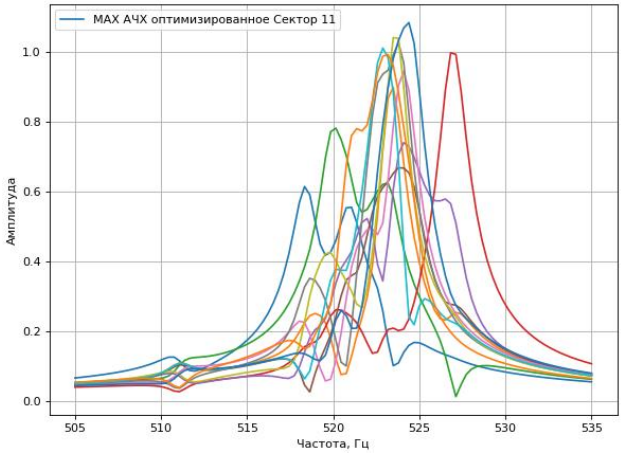


Рис. 3. Отклик системы с оптимальной сборкой

Запуск BRUM при поиске оптимальной сборки только по снижению массовой неуравновешенности дал следующий порядок расстановки {6;1;5;10;2;11;7;3;12;4;9;8}, иллюстрация вектора остаточного дисбаланса приведена на **Рис. 4**.

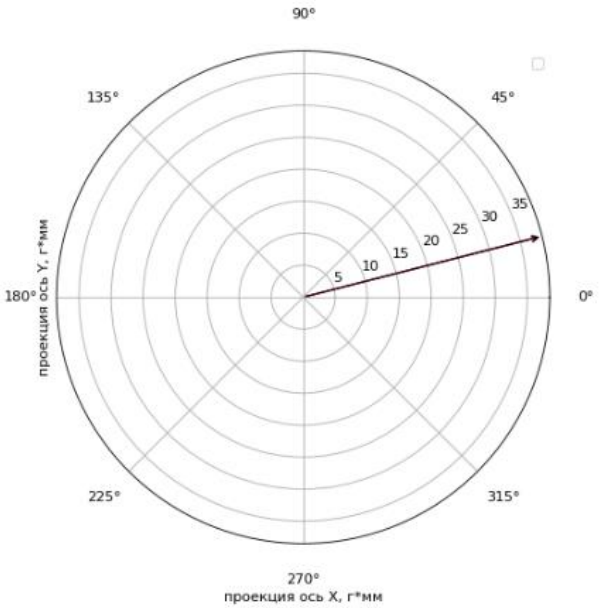


Рис. 4. Дисбаланс системы с оптимальной расстановкой лопаток

Запуск BRUM при поиске оптимальной сборки как с целью снижения амплитуд напряжений, так и с целью снижения массовой неуравновешенности, дал следующий порядок расстановки {3;7;8;6;2;5;4;12;11;10;9;1}, при этом амплитуда отклика снизилась в 1.04 раза, а дисбаланс до 350 г·мм. Это указывает на то, что учет обоих параметров может снизить эффективность алгоритма. Эффективность решения объединенной задачи можно повысить с помощью введения в алгоритм весовых коэффициентов, описывающих предпочтительное снижение значений дисбаланса или максимальных переменных напряжений.

4 Заключение

1) Программа BRUM предлагает мощный инструмент для селективной сборки лопаток в рабочем колесе.

2) В представленном примере при рассмотрении задачи только в части снижения переменных напряжений, полученная расстановка лопаток по сравнению с наихудшим (среди рассмотренных на заданном количестве итераций) случаем позволяет добиться снижения амплитуд напряжений в 1.6 раза.

3) Для примера балансировки, по сравнению с исходным дисбалансом, можно добиться снижения дисбаланса по статическим моментам инерции в 770 раз.

4) Решение объединенной задачи показало, что проблемы балансировки и оптимальной расстановки по напряжениям могут вступать в конфликт, а полученные оптимальные решения для отдельных задач не являются оптимальными для раздельного решения, однако, с использованием весовых коэффициентов можно настроить большее или меньшее влияние того или иного параметра.

Список использованных источников

[1] И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич. Расчет на прочность деталей машин: справочник. 3-е издание. М.: Машиностроение, 1979. – 702 с. ил.

[2] Иванов В.П., Сердотецкий А.С. Формирование разброса резонансных напряжений в лопаточных венцах. – Сб. «Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов». Куйбышев, КуАИ. Труды, вып 2 (73), 1975, с. 28-34.

[3] Бауэр В.О., Шорр Б.Ф. Влияние расстройки частот лопаток на резонансные колебания – Сб. «Прочность и динамика авиационных двигателей». М., Машиностроение, 1971, вып.6, с. 75-98.

[4] Патент № 2355889 C2 Российская Федерация, МПК F01D 5/02. Способ расстановки лопаток ротора турбомашины: № 2007128639/06 - заявл. 25.07.2007: опубл. 20.05.2009 / А. Л. Михайлов, В. В. Посадов; заявитель Открытое акционерное общество "Научно-производственное объединение "Сатурн".

[5] Samir V. Amiouny, John J. Bartholdi, III, John H. Vande Vate, (2000) Heuristics for Balancing Turbine Fans. Operations Research 48(4): 591-602. http://dx.doi.org/10.1287/ opre.48.4.591.12413.

[6] Шахов А.С. Методика оценки динамики и прочности деталей компрессора низкого давления газотурбинного двигателя с учетом геометрических отклонений. дис. ... канд. техн. наук.- М., 2022.- 134 С.

[7] Choi, W., & Storer, R. H. (2004). Heuristic algorithms for a turbine-blade-balancing problem. Computers & Operations Research, 31(8), P. 1245–1258. doi:10.1016/s0305-0548(03)00078-9.

[8] Pitsoulis, Leonidas & Pardalos, Panos & Hearn, Donald. (2001). Approximate solutions to the turbine balancing problem. European Journal of Operational Research. 130. P. 147-155. 10.1016/S0377-2217(00)00029-1.

[9] Feo, Thomas & Resende, Mauricio. (1995). Greedy Randomized Adaptive Search Procedures. Journal of Global Optimization. 6. P. 109-133. 10.1007/BF01096763.

[10] Mason A, Rönnqvist M, 1994. Solutions methods fort the balancing of jet turbine. ORSNZ-proceedings-1994-34.

[11] Sun, Chuanzhi & Xiao, Pinghuan & Wang, Xiaoming & Liu, Yongmeng. (2021). Blade Sorting Method for Unbalance Minimization of an Aeroengine Concentric Rotor. Symmetry. 13. 832. 10.3390/sym13050832.

[12] Piskin, Altug & Aktas, Himmet & Topal, Ahmet & Turan, Onder & Baklacioglu, Tolga. (2017). Rotor Balancing with Turbine Blade Assembly Using Ant Colony Optimization for Aero-Engine Applications.

International Journal of Turbo & Jet-Engines. 38. 10.1515/tjj-2017-0060.

[13] Alexander, Alexander & Sriwindono, Haris. (2020). The Comparison of Genetic Algorithm and Ant Colony Optimization in Completing Travelling Salesman Problem. 10.4108/eai.20-9-2019.2292121.

[14] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2024690169 Российская Федерация. Программа выбора порядка расстановки рабочих лопаток в колесе ротора с учетом их разночастотности и массы («BRUM»): N 2024688694 : заявл. 27.11.2024 : опубл. 12.12.2024 / Н.Н. Серебряков, А.А. Ларькин, А.Д. Бортников, Т.В. Буюкли, И.И. Иванов; заявитель и правообладатель ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». - 1 с.

[15] Mitra M., Bayrak A.E., Zucca S., Epureanu B.I. A sensitivity based heuristic for optimal blade arrangement in a linear mistuned rotor // Proceedings of ASME Turbo Expo 2018 Turbomachinery Technical Conference and Exposition, GT2018-75542, 2018.

[16] Nipkau J. Analysis of mistuned blisk vibrations using a surrogate lumped mass model with aerodynamic influences // Brandenburg Technical University. Doctor-Engineer dissertation, 2011, P. 180.

[17] Liu T., Guo D., Zhang D., Xie Y. Combinatorial optimization of mistuned blade rearrangement based on reduced order FEA model // Proceedings of ASME Turbo Expo 2017 Turbomachinery Technical Conference and Exposition, GT2017-63867, 2017.

[18] MSC. Nastran Superelements User's Guide, P. 974, 2019.

[19] Serebriakov, Nikolay and Alexander Selivanov. "Searching for the Optimal Arrangement of Mistuned Blades Based on Solving the Traveling Salesman Problem for Simple Mass-Spring Linear System." *Volume 9B: Structures and Dynamics — Fatigue, Fracture, and Life Prediction; Probabilistic Methods; Rotordynamics; Structural Mechanics and Vibration* (2021): n. pag.

[20] Dorigo, M., & Gambardella, L. M. (1996). Ant colony system: a cooperative learning approach to the traveling salesman problem. Technical Report IRIDIA/1996-5, University of Bruxelles, 1996, P. 24.

[21] Zhao, T., Li, H., & Sun, H. (2019). Parallel intelligent algorithm analysis of optimization arrangement on mistuned blades based on compute unified device architecture. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 233(6), 2207-2218.

[22] Kaneko Y. Study on the Reduction of the Resonant Stress of Turbine Blades Caused by the Stage Interaction Force (Simultaneous Optimization of Blade Resonant Stress and Amount of Unbalance) / Y. Kaneko, T. Watanabe, T. Furukawa // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2021. Vol. 143, No. 6. P. 6 - 10.

[23] Нгуен В. В., Репецкий О.В. Прогнозирование и оптимизация усталостной долговечности осевого облопаченного диска с преднамеренной расстройкой // Информационные и математические технологии в науке и управлении. 2022. №3 (27).

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ФАКТОРОВ НА КОНСТРУКТИВНУЮ ВЫНОСЛИВОСТЬ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ И КОМПРЕССОРА ГТУ

О.В. Романова[1], Н.О. Симин[1], Н.Ю. Исаков[2], А.В. Сандовский[2], А.В. Горин[2],
[1] АО «Силовые машины», Санкт-Петербург
[2] ОАО «НПО ЦКТИ»», Санкт-Петербург

Испытания рабочих лопаток ГТУ на конструктивную выносливость являются неотъемлемой частью обеспечения вибрационной надежности лопаточного аппарата газотурбинного двигателя. Помимо определения предела конструктивной выносливости, являющего целью испытаний и позволяющего оценить влияние конструктивных особенностей лопатки на вибрационные характеристики лопатки, данные исследования позволяют оценить влияние на вибрационные параметры технологических факторов, таких как термическая обработка и виброупрочнение хвостовика лопатки, а также обнаружить отклонения, не выявленные при производстве лопаток.
Данные результаты были получены при испытаниях в ОАО «НПО ЦКТИ» рабочих лопаток ГТУ производства АО «Силовые машины» наряду с подтверждением высоких показателей вибрационной надежности.

RESEARCH OF THE PRODUCTION FACTORS INFLUENCE ON THE GAS TURBINE AND COMPRESSOR BLADES STRUCTURAL ENDURANCE

O.V. Romanova[1], N.O. Simin[1], N.Y. Isakov[2], A.V. Sandovskyi[2], A.V. Gorin[2],
[1] PJSC «Power machines», Saint-Petersburg, Russia
[2] SPA «CKTI», Saint-Petersburg, Russia

Structural endurance test of the blades is an integral part of the gas turbine blade unit vibration reliability during operation. In addition to determining the limit of structural endurance, which is the purpose of testing and makes it possible to assess the impact of the blade's design features on the blade's vibration characteristics, these studies make it possible to establish the influence of technological factors on the vibration parameters, such as heat treatment and vibration hardening of the blade shank and also to detect deviations that were not detected during the manufacture of blades.
These results were obtained during tests at SPA «CKTI» of gas turbine and compressor blades manufactured by JSC «Power Machines», along with confirmation of high vibration reliability.

1 Введение

Проектирование и производство газотурбинных двигателей сопровождается проведением усталостных испытаний рабочих лопаток компрессора и турбины в соответствии с нормативным документом [1]. В ходе разработки газотурбинных установок (ГТУ) ГТЭ-65 и ГТЭ-170 АО «Силовые машины» провели серию испытаний на конструктивную выносливость рабочих лопаток компрессора и турбины на стенде усталостных испытаний ОАО «НПО ЦКТИ». Результаты испытаний показали высокий уровень вибрационной надежности спроектированных лопаток [2].

В ходе усталостных испытаний, осуществляемых под воздействием переменного электромагнитного поля на периферийную часть лопатки, закрепленной за хвостовик на тумбе (Рис.1) с применением тензодатчиков для определения действующих в зоне расчетных максимумов вибронапряжений была выявлена необходимость замены материала лопаток компрессора и корректировки технологического процесса контроля изготовления, а также оценено влияние повышенного содержания дельта-феррита и изменения режима термообработки в металле лопаток компрессора, и влияние виброупрочнения хвостовика лопатки, а также нанесения керамического покрытия в лопатках турбины.

Рис. 1. Усталостные испытания лопаток на стенде ОАО «НПО ЦКТИ»

2 Влияние производственных факторов и технологической доработки

Проведение штатных (инспекционных) усталостных испытаний подразумевает определение предела конструктивной выносливости лопаток. При этом места наклейки тензодатчиков, а также трещин, возникающих при повышенных нагрузках, определяются но основе результатов расчетных данных. Возникновение трещин в зонах, отличных от расчетных, может свидетельствовать об отклонениях при производстве лопаток, не выявленных в ходе изготовления. Примером может служить возникновение трещины в лопатках 3-й и 4-й ступеней компрессора ГТЭ-170, представленных на Рис. 2.

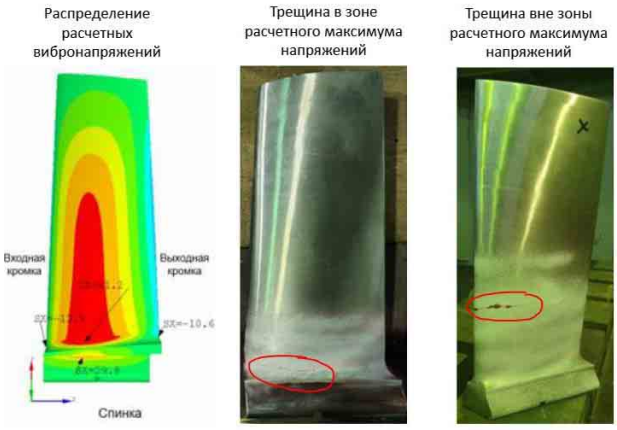


Рис. 2. Возникновение трещины в лопатке при усталостных испытаниях в зонах, отличных от «расчетных»

Металлографические исследования разрушенных лопаток выявили недопустимый уровень содержания неметаллических включений. Для обеспечения вибрационной надежности была выполнена замена материла на материал электрошлакового переплава.

Другим примером использования результатов усталостных испытаний являются испытания лопаток трех первых ступеней компрессора с повышенным содержанием дельта-феррита, процентное содержание которого ограничено инструкцией на прутки, предназначенные для изготовления лопатки. Результаты испытаний показали достаточно высокий уровень предела конструктивной выносливости от 330 до 400 МПа. Металлографические исследования выявили повышенный уровень дельта-феррита с распределением ферритной составляющая преимущественно в виде полос, вытянутых в направлении прокатки/ковки (Рис. 2), что не оказало влияние на усталостную прочность.

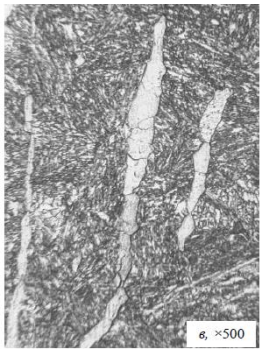


Рис. 3. Микроструктура металла рабочей лопатки с ферритной составляющей

Внедрение в технологию изготовления виброупрочнения хвостовика и нанесения керамического покрытия на перо лопаток турбины, а также изменение режима термообработки для материала лопаток компрессора потребовало проведения дополнительных испытаний на конструктивную выносливость. Предел конструктивной выносливости лопаток турбины с виброупрочнением хвостовика был повышен на 30%. Изменение режима термообработки материала лопаток компрессора не оказало влияние на усталостную прочность лопаток – уровень предела конструктивной выносливости, полученный при испытаниях с исходной термообработкой был подтвержден на 6 лопатках.

Поскольку в ходе усталостных испытаний возбуждение лопаток осуществляется на собственных частотах, испытания сопровождаются измерением 1-го тона собственных колебаний поставленных для эксперимента лопаток с использованием тензодатчика. Выполненные замеры позволили выявить нарушения штатной операции контроля лопаток при их изготовлении – измерения собственной частоты лопатки. Отклонения величины собственной частоты 1-го тона, замеренной на производстве и на испытательном стенде, составляли до 12% и отличались от расчетных значений. Контроль собственных частот лопаток на стенде усталостных испытаний позволил внести корректировки в технологический процесс контроля собственной частоты лопаток при изготовлении.

3 Заключение

Проведение усталостных испытаний лопаток компрессора и турбины газотурбинных установок позволяет, в первую очередь, оценить уровень вибрационной надежности спроектированных лопаток. Однако, в ходе выполнения испытаний, при тщательном анализе результатов, включая металлографические и фрактографические исследования разрушенных лопаток, выполненных, в данном случае, в ОАО «НПО ЦКТИ» возможно выявление влияния производственных и технологических факторов, оказывающих как положительное, так и отрицательное влияние на вибропрочность лопаток ГТУ, и, как следствие, надежность лопаток при их эксплуатации в составе ГТУ.

Список использованных источников

[1] ОСТ 1 00870-77. Лопатки газотурбинных двигателей. Методы испытаний на усталость. — М. : Стандартинформ, 1977.

[2] С.Н. Гаврилов, Н.Ю. Исаков, А.В. Сандовский, Н.И. Фокин, Н.О. Симин, О.В. Романова. О стендовых испытаниях на конструктивную выносливость рабочих лопаток газовых турбин и осевых компрессоров ГТУ ГТЭ-170. Теплоэнергетика. 2024

НАНЕСЕНИЕ УДАРНЫМ СПОСОБОМ ИСКУССТВЕННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ НА ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИМИТИРУЮЩИХ ПОПАДАНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ

А.Г. Вдовенко[1], А.В. Пахоменков[1], Е.А. Ширяев[1]
[1] ПАО «ОДК-Сатурн», Рыбинск

Во время своей работы рабочие лопатки получают различные повреждения от частиц попадающих во вход двигателя что, как правило, приводит к снижению их запасов статической и динамической прочности.

Разработанный метод позволяет проводить исследования в рамках требований и способа нанесения забоин в развития ОСТ 1 00304-79 для экспериментального определения допустимых механических повреждений лопаток газотурбинных двигателей для определения надежности и определения допустимых повреждений при последующих периодических контролях.

APPLICATION OF ARTIFICIAL DAMAGE TO COMPRESSOR BLADES OF GAS TURBINE ENGINES BY IMPACT, SIMULATING THE IMPACT OF FOREIGN OBJECTS

A.G. Vdovenko[1], A.V. Pakhomenkov[1], E.A. Shiryaev[1]
[1] PJSC "UEC-Saturn", Rybinsk, Russia

During their operation, the working blades receive various damages from particles entering the engine inlet, which, as a rule, leads to a decrease in their static and dynamic strength reserves.

The developed method allows conducting research within the framework of the requirements and method of applying nicks in the development of OST 1 00304-79 for experimental determination of permissible mechanical damage to gas-turbine engine blades to determine reliability and determine permissible damage during subsequent periodic inspections.

1 Введение

Важнейшей проблемой в авиадвигателестроении является обеспечение надёжной работы двигателя в пределах заданного ресурса, который определяется в первую очередь работоспособностью лопаток, работающих в наиболее тяжелых температурно-силовых условиях.

В соответствии с требованиями действующей нормативно-технической документации (НТД) возникает необходимость проведения сложных и трудоёмких натурных испытаний по назначению или подтверждению ресурса лопаток с повреждениями. Однако, в ряде случаев такие испытания из-за большой трудоёмкости становятся экономически нецелесообразными, а из-за больших размеров испытуемых деталей и невозможными.

На сегодняшний день имеется только ОСТ 1 00304-79 [1] согласно которому на аэродинамическом профиле лопаток ГТД допускаются забоины глубиной не более 0,1 мм. Разработка новых подходов и расчётных методов прогнозирования допустимых забоин на аэродинамическом профиле лопаток ГТД является актуальной проблемой.

На данный момент доступно несколько технических решений задачи по нанесению забоин на лопатки компрессора, подтверждение найдено только на один способ: методом прорезания на токарном станке в собранном рабочем колесе с предварительным выставлением лопаток по прорезаемой кромке. Угол и радиус забоины обеспечивались заточкой резца, глубина – продольной подачей резца на заданный размер (в направлении оси рабочего колеса). Забоины на рабочей лопатке 5 ст. наносились методом прорезания на отдельных лопатках, закрепленных в цанговом зажиме. Угол и радиус забоины обеспечивались заточкой резца, глубина – продольной подачей в направлении оси рабочего колеса [2].

Основным недостатком такого способа создания дефектов является их приближённость и отсутствие повторяемости дефектов по мере износа инструмента, так как при создании забоины материал искусственно удаляется с поверхности лопатки, что не соответствует повреждениям при эксплуатации изделия.

На и более близкий результат достигается при создании дефектов на кромке пера лопатки при

помощи фрезерования на станке фрезой с углом заточки 60+10 ° и радиусом закругления R=0.1-0.2 мм, что допускается согласно ОСТ 1 00304-79 [1].

В предлагаемом методе дефект наносится ударным способом, что в полной мере позволяет имитировать получаемый дефект при работе изделия, так как материал не удаляется, а заминается (деформируется).

Предлагается заменить выборку материала на прямое нанесение удара с созданием наиболее приближенного дефекта при эксплуатации изделия с соблюдением требований ОСТа [1], угол 60+10° и радиусом закругления R=0.1-0.2 мм.

Приспособление представляет собой техническое устройство, состоящее из монолитного стола на котором крепятся две вертикальные стойки для фиксации лопатки и ударного стола с зафиксированным бойком Рис.1. Нанесение забоин производится по направлению касательной к точке профиля поперечного сечения, выбранной местом нанесения забоины путем приложение энергии удара на боек. Указать про контроль глубины и повторяемость

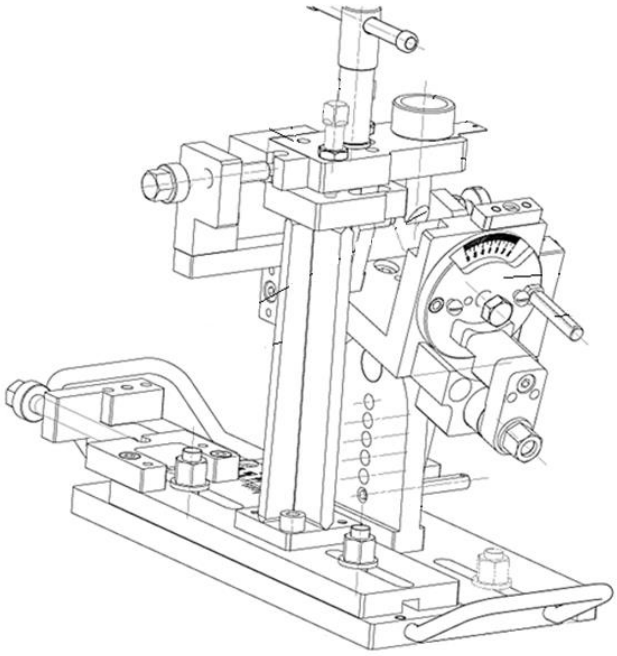


Рис. 1. Оснастка для нанесения забоин на лопатки

По результатам нанесения искусственных забоин, имитирующих повреждения в эксплуатации, оформляется протокол с замерами, заполняются фактические значения с приложение 3D модели каждой забоины Рис. 2.

Контроль нанесенных забоин осуществляется оптическим методом с построением топографии поверхности дефекта.

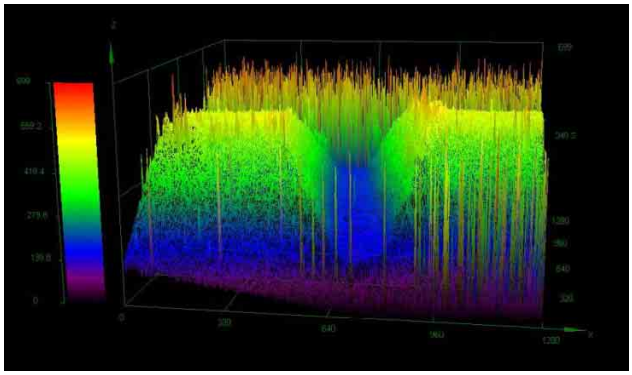


Рис. 2. Регулировка глубины забоины

2 Разработка метода

Объектом исследования являются лопатки компрессоров газотурбинных двигателей, с механическими повреждениями нанесенными искусственным способом, имитирующие повреждения при эксплуатации.

Для проведения исследований допускаются лопатки окончательно изготовленные и признанные годными.

Данная методика подразумевает использование оснастки предназначенной для нанесения забоин ударным способом согласно ОСТ 1 00304 Рис.1.

Выбор глубины забоины проводится расчетным методом в 3D постановке, в зонах критических для ресурса лопатки вентилятора по динамической и статической прочности.

Вертикальный копер должен быть оснащен: стальным индентором с полусферической головкой; механизмом, предотвращающим отскок индентора и исключающим последующие удары по передающему бойку; измерительной аппаратурой, которая способна измерить скорость перемещения и силу удара; системой автоматического сбора данных.

Для испытаний на усталость допускаются установки, позволяющие возбуждать колебания лопаток по основному тону и по высшим формам колебаний с необходимой амплитудой напряжения.

Глубина забоин и их размеры определяются специальными глубиномерами, оптическими приборами или другими средствами измерения с точностью не менее 0,1 мм.

Используемый ударный боек для нанесения забоин должен проверяться на геометрическое соответствие НД по результату нанесения не более тридцати забоин.

Все используемое измерительное оборудование на момент проведения испытаний должно иметь документ подтверждающий их пригодность к эксплуатации: свидетельства о поверке, калибровочные сертификаты.

Глубина забоин на лопатках всех ступеней должна быть в переделах 0,27-0,375 мм.

Геометрические размеры забоин должны соответствовать размерам определённым расчетным путем Рис. 3.

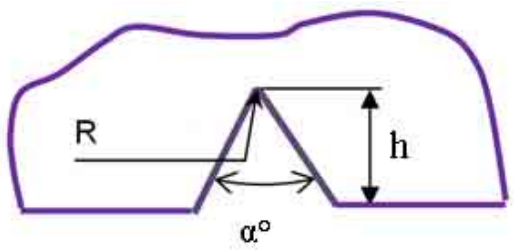


Рис. 3. Геометрия забоины

Повреждения в местах максимальных напряжений в профильной части лопаток должны располагаться согласно данным по распределению расчетных напряжений и результатам тензометрирования лопаток в рабочих условиях. Для более вероятного попадания повреждения в место максимальных напряжений, наносится 3 забоины, которые находятся друг от друга на расстояние R, но не менее 3,5 мм.

Нанесение забоин производится по направлению касательной к точке профиля поперечного сечения, выбранной местом нанесения забоины.

Для нанесения забоины лопатка помещается в оснастку и закрепляется в поворотном упоре и поджимается винтом в замковой части лопатки посредствам переходника.

Последовательность выполнение работы по созданию искусственных забоин на лопатках компрессора:

- Выбирается лопатка, соответствующая требованиям НД;
- Устанавливается в оснастку;
- Лопатка фиксируется упором с тыльной части замковой части, упором в полку;
- Фиксируется перо лопатки двумя прижимными финтами, для исключения прогиба пера;
- Выставляется боек по указанной в НД высоте по перу;
- Центрируется ударный боек по кромке пера;
- Выставляется необходимы зазор, указанный в НД, между бойком и упорным столом, зазор соответствует глубине забоины;
- Фиксируется упорные болты для исключения перемещения упорного стола (стол выставляется по уровню);
- Нанесение забоины осуществляется приложением усилия на боек (боек погружается в тело лопатки на глубину равной выставленному зазору).

По результатам нанесения искусственных забоин, имитирующих повреждения в эксплуатации, оформляется протокол с замерами, заполняются фактические значения.

Предел выносливости определяется в соответствии с действующей нормативно-технической документацией и ОСТ 1 00870 [3].

Начальный уровень нагружения лопаток при усталостных испытаниях устанавливается специалистами исходя из анализа результатов усталостных испытаний, исследуемых РЛ. Режим испытаний каждой последующей лопатки - по согласованию с заказчиком испытаний.

По результатам проведения усталостных испытаний лопатки направляются на контроль ЛЮМ1-ОВ.

Данный метод опробован на лопатках подпорной ступени компрессора низкого давления и позволил определить размеры допустимых забоин на пере с дальнейшим внесением в карту допустимых дефектов в эксплуатации.

3 Заключение

В предлагаемом методе дефект наносится ударным способом, что в полной мере позволяет имитировать получаемые дефекты в эксплуатации.

Разработанный метод позволяет определять допустимую глубину забоин, полученных в эксплуатации на пере лопаток компрессора без проведения испытаний с забоинами на двигателе, что сокращает затраты на исследования и возможную замену лопаток на изделии при осмотрах на крыле в эксплуатации.

Список использованных источников

[1] ОСТ 1 00304-79. «Лопатки газотурбинных двигателей. Нормирование повреждений лопаток компрессоров от попадания посторонних предметов»

[2] А.В. Грищин, Е.П. Кочеров, А.П. Ремпель, В.А. Самойлов. «Исследование и нормирование допустимых забоин на рабочих лопатках компрессора на примере двигателя НК-12» УДК 629.7.017 Авиационная и ракетно-космическая техника. 2009 г. Самарский государственный аэрокосмический университет, Самарское конструкторское бюро машиностроения. Авиационная ракетно-космическая техника.

[3] ОСТ 1 00870. Лопатки газотурбинных двигателей. Методы испытаний на усталость.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ТРУБОПРОВОДОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ГТД

А.А. Мусеев, Д.Н. Юрченко, И.Р. Приямпольский, С.Е. Сенников
АО «ОДК-Климов», Санкт-Петербург, Россия

Рассмотрены аспекты обеспечения прочностной надежности топливного коллектора турбореактивного двигателя. На основе анализа статистики дефектов, проявляющихся в эксплуатации, с использованием расчетно-экспериментальных методов определены возможные причины дефектов, а также конструктивные и технологические мероприятия, способствующие повышению прочности конструкции и снижению уровня действующих нагрузок. Выполнены поверочные трехмерные расчеты статической и динамической прочности модификации топливного коллектора с использованием результатов термометрирования. Выполнено тензометрирование трубопроводов, а также стендовые резонансные испытания в составе двигателя с положительными результатами.

ENSURING THE STRENGTH RELIABILITY OF PIPELINES OF THE FUEL SYSTEM OF THE GAS TURBINE ENGINE

A.A. Museev, D.N. Yurchenko, I.R. Priyampolsky, S.E. Sennikov
JSC «UEC-Klimov», Saint Petersburg, Russia

The aspects of ensuring strength reliability of a fuel manifold of a turbojet engine are considered. On the basis of analysis of statistics of defects manifested in operation, with the use of design and experimental methods, possible causes of defects are determined, as well as design and technological measures contributing to improving the strength of the structure and reducing the level of acting loads. Verification three-dimensional calculations of static and dynamic strength of the fuel manifold modification using the results of thermometry were performed. Piping strain gauging was performed, as well as bench resonance tests as part of the engine with positive results.

1 Введение

Работоспособность газотурбинного двигателя, как сложной системы, в пределах его назначенного ресурса может быть обеспечена несколькими путями. С одной стороны, это повышение прочностной надежности каждого элемента системы в ущерб таким показателям, как масса изделия и его стоимость. С другой стороны, это обеспечение ремонтопригодности изделия при использовании узлов и деталей, имеющих собственные ограниченные ресурсные показатели (компромиссные решения в пользу обеспечения основных требований к изделию при существующих технологических ограничениях). Однозначное определение оптимального конструктивного облика ГТД и методов обеспечения его надежной работы на этапе разработки является практически невозможной задачей, поскольку в дополнение к известным требованиям и исходным данным должны быть учтены так же и другие технологические и эксплуатационные факторы, влияние которых может быть выявлено только в процессе эксплуатации (и не всегда может быть выявлено при стендовых и летно-конструкторских испытаниях).

В качестве объекта исследования рассмотрена конструкция внешнего топливного коллектора турбореактивного двигателя РД-33МК. Целью исследования является разработка мероприятий в обеспечение надежной работы топливного коллектора в пределах установленных ресурсов двигателя. Предпосылкой к исследованию стали неоднократные дефекты в эксплуатации в виде усталостного разрушения трубопроводов, имеющие повторяющийся и системный характер. Проявление дефектов способствовало нарушению герметичности в топливной системе, что приводило к отказу с выключением двигателя в полете. Прочностная надежность исходной конструкции топливного коллектора была подтверждена ресурсными стендовыми испытаниями. Однако, анализ дерева событий, приводящих к дефекту, в совокупности с комплексом выполненных экспериментальных проверок каждой вероятной причины, и с учетом полученных ранее положительных результатов испытаний исходной конфигурации топливного коллектора, указали на необходимость внедрения конструктивных и технологических мероприятий, вызванных как несовершенствами технологии изготовления деталей и сборки узла, так и индивидуальными условиями эксплуатации двигателей, ранее не отраженными в техническом задании на изделие. Многофакторность причин появления дефектов подтвердилась в ходе пошаговой доводки топливного коллектора и по результатам

анализа статистики проявления этих дефектов при наработках до отказа в диапазоне от 2 до 500 часов в различных эксплуатирующих организациях. При этом количество модификаций конструкции было больше 7.

2 Разработка мероприятий

Топливный коллектор представляет собой двухконтурную систему трубопроводов, объединенных между собой сварными, паянными и ниппельными соединениями. Крепление топливного коллектора на двигателе выполнено специальными кронштейнами, соединяющими конструкцию коллектора с фланцем корпуса камеры сгорания. Дополнительным креплением являются места присоединения подводящих трубопроводов к форсункам и место стыковки основной магистрали топливной системы с распределительными контурами. На рисунке 1 представлен общий вид места дефекта топливного коллектора.

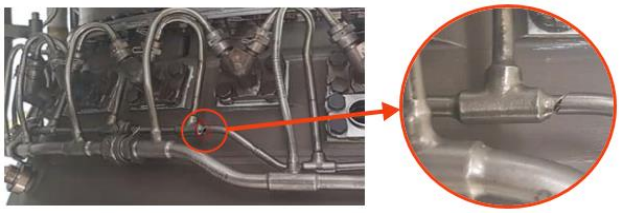


Рис. 1. Дефект топливного коллектора

На коллектор в процессе его работы действуют статические и переменные нагрузки. Статические нагрузки, в основном, определены силами, возникающими при монтаже коллектора на корпус камеры сгорания и обусловленными допусками на изготовление, а также разницей в температурном расширении между «холодными» трубопроводами и «горячими» корпусами. Переменные, или вибрационные, нагрузки возникают от неравномерного воздушного потока в проточной части второго контура двигателя и от неуравновешенности роторов.

Прочность топливного коллектора должна быть обеспечена системой запасов статической прочности K_m и циклической долговечности K_N и запасами по сопротивлению усталости K_v, а также должна быть подтверждена экспериментально путем тензометрирования и в процессе ресурсных испытаний двигателя [1]. Расчетные запасы прочности должны быть определены с учетом минимальных расчетных значений характеристик конструкционной прочности материалов, а при наличии в деталях остаточных напряжений, их влияние должно быть учтено.

С точки зрения обеспечения прочности каждая модификация топливного коллектора имела приемлемые уровни запасов, как расчетных, так и экспериментальных. Однако, наличие системных дефектов указывало на ряд аспектов, требующих тщательных проверок.

В первую очередь, выполнен авторский надзор соблюдения технологий изготовления, контроля качества изготовления и сборки узла топливного коллектора. По результатам надзора выявлены несовершенства изготовления вальцовок в ниппельных соединениях, приводящих к пониженным механическим свойствам (в частности, снижению предела выносливости) и высокой чувствительности к несоосностям и перекосам, возникающим в процессе сборки. Введены следующие конструктивные и технологические мероприятия: ручная пайка заменена на орбитальную сварку, развальцовка заменена на приварную цельноточенную законцовку трубки из материала повышенной прочности, изменена конфигурация подводящих трубок в обеспечение исключения несоосностей и перекосов при сборке.

Для выявления факторов нагружения системы топливного коллектора выполнены исследования вибронагруженности деталей при стендовых испытаниях с дополнительным термометрированием трубопроводов и вибрографированием корпуса камеры сгорания при повышенной разбалансировке ротора высокого давления, а также выполнено тензометрирование топливного коллектора при летно-конструкторских испытаниях с имитацией различных условий полетов. По результатам работ определено, что система «топливный коллектор – корпус камеры сгорания» имеет резонансные отклики по первой кратности частоты вращения ротора высокого давления. Расчетные исследования конструкции показали невозможность полной отстройки от резонансов.

Для снижения уровня вибрационных напряжений в конструкцию взамен медных прокладок, устанавливаемых между трубопроводами и хомутами подкрепления, введены элементы из металлорезины (МР) с повышенными демпфирующими свойствами [2] (см. рис. 2). Для снижения влияния роторной неуравновешенности предложены дополнительные мероприятия по ограничению общего уровня вибрационного воздействия на корпус камеры сгорания.

Рис. 2. Прокладки из металлорезины (МР)

Еще одной важной задачей в рамках снижения общей нагруженности топливного коллектора является подбор оптимальных жесткостных свойств конструкции с точки зрения обеспечения приемлемого уровня термостатических напряжений, поскольку для конфигураций коллектора с жестким подкреплением контуров фиксировались разрушения трубок непосредственно контуров, а при исключении подкреплений происходило перераспределение

напряжений, в связи с чем «слабым звеном» конструкции становились трубки подвода к форсункам, выполняющие, в данном случае, функцию кронштейнов контуров. В качестве решения данной задачи предложены конструктивные мероприятия, заключающиеся в размыкании кольцевых контуров, изменении схемы расположения кронштейнов крепления этих контуров и изменении геометрических параметров части подводящих трубок для повышения их податливости. Поверочные расчеты в обеспечение выбора конструкции выполнялись в трехмерной постановке с высокой детализацией элементов сборок и с использованием результатов термометрирования и статического тензометрирования.

Все указанные мероприятия способствуют повышению прочностных характеристик топливного коллектора и снижению уровня статических и переменных нагрузок, однако не исключают резонансных явлений в диапазоне рабочих частот вращения ротора высокого давления.

Усугубляющим фактором, выявленным в процессе анализа данных из эксплуатации, является наличие в системе управления самолетом функции «автомата тяги», включение которой осуществляет поддержание режимов по тяге путем корректировки параметров двигателя, в частности, через корректировку частоты вращения ротора. Такой способ управления приводит к тому, что в процессе работы двигателя происходит колебательный процесс изменения частоты вращения ротора с постоянным переходом через резонансные частоты системы «топливный коллектор – корпус камеры сгорания», что способствует более быстрому накоплению повреждаемости в деталях (см. рис. 3). Поскольку указанный способ управления двигателем в эксплуатации исключить не представляется возможным эффективность внедренных мероприятий в конструкцию топливного коллектора при наличии таких нестандартных условий работы двигателя может быть подтверждена исследованиями лидерной наработки в эксплуатации или специальными резонансными испытаниями.

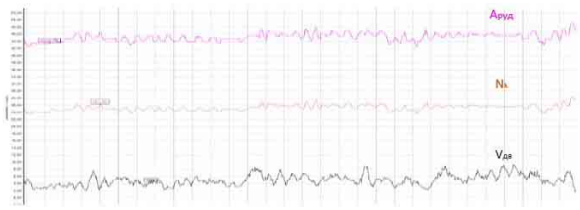


Рис. 3. Изменение параметров работы двигателя при режиме «Автомат тяги»

3 Заключение

В ходе доводочных работ расчетно-экспериментальным путем проработана модифицированная конструкция топливного коллектора с минимальными изменениями, позволяющими производить его замену в эксплуатации. Введенные изменения, связанные с повышением прочностных характеристик конструкции и снижением уровня реализуемых нагрузок, в совокупности с технологическими мероприятиями обеспечили прочностную надежность топливного коллектора в пределах установленных ресурсных ограничений. Эффективность разработанной конструкции подтверждена экспериментально, в том числе при проведении резонансных испытаний топливного коллектора в составе двигателя.

Список использованных источников

[1] Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей военной авиации, издание 6. 2004 г.

[2] Патент № 025949 B1. Способ изготовления тонкостенных упругопористых элементов в форме втулок из материала металлорезина. Евразийское патентное ведомство, 2017 г.

ИССЛЕДОВАНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ МНОГОЦИКЛОВОЙ УСТАЛОСТИ ТРУБОК ТОПЛИВНОГО КОЛЛЕКТОРА С УЧЕТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ НАГРУЖЕНИЯ

Руденок Е.С., Буюкли Т.В., Стадников А.Н., Куликов С.И., Бортников А.Д.

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Предложена новая компактная универсальная конструкция для испытаний трубок топливного коллектора на многоцикловую усталость с учётом эксплуатационных нагрузок. Разработана расчетная модель для анализа статических и динамических напряжений при различных температурах. Полученные результаты использованы при отладочных испытаниях, подтвердивших точность расчетов.

FUEL MANIFOLD TUBES FATIGUE TESTING UNDER OPERATIONAL LOADING CONDITIONS

E.S. Rudenok, T.V. Buyukli, A.N. Stadnikov, S.I. Kulikov, A.D. Bortnikov

CIAM, Moscow, Russia

A new compact universal design test for fuel manifold tubes under multicycle fatigue with operational loads was proposed. A simulation model was developed to analyze static and dynamic stresses at various temperatures. The calculated results were verified through experimental trials and showed good agreement.

1 Введение

Проблема надёжности топливных трубопроводов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) остаётся одной из ключевых, так как их разрушение может привести к критическим отказам в полёте. В условиях реальной эксплуатации трубки подвержены не только динамическим нагрузкам от вибраций, но и значительным монтажным и температурным напряжениям, обусловленным различием коэффициентов теплового расширения деталей соединений и ограниченной подвижностью соединений. Случаи разрушений трубопроводов в двигателях General Electric GE90 [1] и НК-38СТ [2] подтверждают необходимость углублённого анализа условий нагружения и сопротивления усталости трубок в эксплуатации.

2 Цель работы

Разработка метода испытаний на многоцикловую усталость трубок топливного коллектора авиационного ГТД, учитывающего реальные эксплуатационные нагрузки. Для достижения цели разработаны испытательная схема, моделирующая асимметричный цикл нагружения и температурное воздействие, ожидаемые в эксплуатации, а также расчётная модель, позволяющая определять напряжённое состояние трубки при различных условиях закрепления и возбуждения колебаний.

3 Методика испытаний

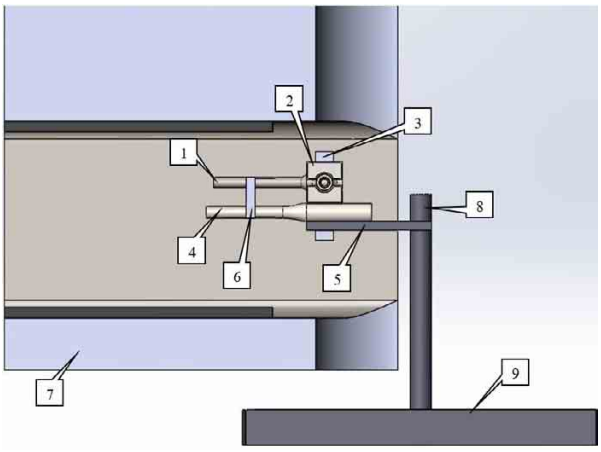


Рис. Конструктивная схема для испытания трубки

Предложенная конструктивная схема позволяет воспроизводить одновременно действующие статические и переменные нагрузки на трубку. Статические напряжения регулируются усилием затяжки хомута (6). Трубка (1), закрепленная в пуансоне (2) струбциной (3), фальш-трубка (4) и элемент оснастки (5) размещаются в печи (7), что обеспечивает температурную нагрузку до 200°С. Динамическое возбуждение

осуществляется на вибростенде (9). Трубка и фальш-трубка препарированы тензодатчиками, регистрирующими деформации в опасной зоне.

4 Расчётная модель

Для обоснования параметров испытаний использовалась конечно-элементная модель трубки с фальш-трубкой и хомутом в оснастке. Модель позволила определить напряжения в трубке от затяжки, форму и частоту собственных колебаний, а также оценить влияние температуры. Моделирование показало, что при нагреве до 200°C уровень статических напряжений увеличивается, что требует учёта при проведении экспериментов, с целью не перегрузить исследуемую трубку статическими напряжениями. Расчётное значение амплитуды переменных напряжений составило ~80 МПа.

5 Результаты испытаний

При испытаниях была реализована схема нагружения, включающая монтажное напряжение и динамическое возбуждение. В результате испытаний получено разрушение трубки в опасной зоне. Измеренные значения статических и динамических напряжений соответствовали расчётным, что подтверждает адекватность модели и применимость методики для оценки усталостной прочности трубок.

6 Заключение

В статье предложен эффективный подход к исследованию сопротивления трубок топливного коллектора усталостному разрушению при учёте эксплуатационных факторов. Предложенная схема испытаний и расчётная модель позволяют учитывать важнейшие параметры нагружения: температуру, статические и динамические воздействия. Методика позволяет оценить ресурс трубопроводов и повысить надёжность топливной системы ГТД.

Список использованных источников

[1] Final report on serious incident to Emirates Boeing 777-300ER Aircraft, 2015.

[2] Результаты испытания элементов крепления топливных коллекторов камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-38СТ / А.В. Бакланов, С.П. Неумоин, А.Р. Вахитов // Известия ВУЗов. Машиностроение. #4[697] 2018, стр. 28-34.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ РАБОЧЕГО КОЛЕСА ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА

А.Н. Стадников[1], Д.Л. Панов[2], Д.Г. Чжин[2], А.Д. Бортников[1], Е.С. Руденок[1], С.И. Куликов[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва,
[2] ООО «КТС», Москва

Определение усталостных характеристик деталей турбомашин является важной практической задачей. Испытания лопаток центробежных колес осложняются из-за особенностей их конструкции, в частности из-за наличия двух (или более) различных типов лопаток на колесе. Успешность решения возникающих проблем зачастую зависит от опыта специалистов-испытателей. Продемонстрировано применение накопленного опыта специалистов ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» для определения предела выносливости титанового рабочего колеса центробежного компрессора газотурбинного двигателя.

EXPERIMENTAL STUDY FEATURES ON THE IMPELLER FATIGUE STRENGTH

A.N. Stadnikov[1], D.L. Panov[2], D.G. Chzhin[2], A.D. Bortnikov[1], E.S. Rudenok[1], S.I. Kulikov[1]
[1] CIAM, Moscow, Russia
[2] LLC «STS», Moscow, Russia

Determining the fatigue characteristics of turbomachinery parts is an important practical task. Testing of impellers is complicated due to their design features, in particular due to the presence of two (or more) different types of blades on the impeller. The success of solving emerging problems often depends on the experience of test specialists. The application of the CIAM specialists' accumulated experience on fatigue limit determining of the titanium gas turbine engine impeller is demonstrated.

1 Введение

Исчерпание усталостной прочности остается наиболее частой причиной разрушения деталей газотурбинных двигателей. Наряду с другими деталями, повреждениям усталостного характера подвергаются рабочие лопатки двигателей.

Рабочие лопатки двигателей обычно относят к особо ответственным деталям, что означает повышенные требования к их конструкционной прочности.

В связи с этим экспериментальное подтверждение достаточности усталостной прочности рабочих лопаток авиационных газотурбинных двигателей является важной и актуальной задачей.

Методика исследования характеристик сопротивления усталости с определением пределов выносливости рабочих лопаток двигателей хорошо известна, а проведение испытаний в большинстве случаев не вызывает трудностей. Однако иногда конструктивные особенности лопаток осложняют процесс проведения испытаний. Таких особенностей достаточно много: наличие внутренних полостей, сложность конструкции хвостовика и контактных поверхностей и т.д.

Отдельной задачей становится определение предела выносливости рабочих лопаток центробежных колес (рис. 1), которые выполняются зацело с дисковой частью колеса (моноколеса). Зачастую на центробежных колесах присутствует несколько видов лопаток сложной формы. Пределы выносливости разных лопаток на одном колесе могут отличаться.

2 Методика испытаний

Перед специалистами исследовательского центра «Динамика, прочность, надежность» ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» была поставлена задача по определению пределов выносливости лопаток (длинных и коротких или основных и сплиттерных) титанового моноколеса центробежного компрессора авиационного газотурбинного двигателя.

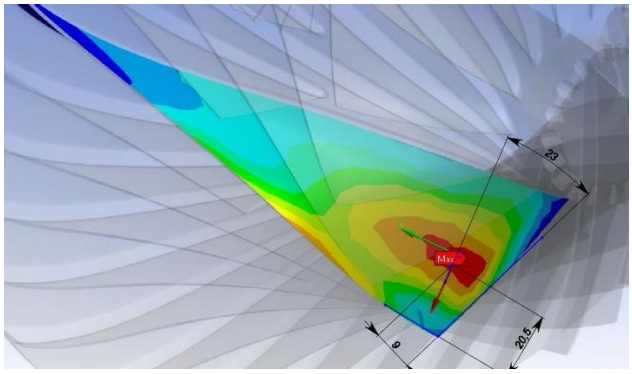
Рис. 1. Типичное колесо центробежного компрессора (взято из открытого источника https://avatars.mds.yandex.net/i?id=b56873902d553ae94809a881f70a0217_l-5352483-images-thumbs&n=13)

Испытания на усталость длинных лопаток проводились непосредственно на моноколесе, коротких лопаток - на вырезанном из моноколеса секторе стандартным ускоренным методом ввиду ограниченного числа лопаток. Для возбуждения колебаний лопаток использовались аттестованные электродинамические вибростенды.

Перед проведением испытаний экспериментально и расчетно исследовалось распределение переменных напряжений в лопатках и оценивалось напряженно-деформированное состояние в характерных местах при возбуждении собственных колебаний лопаток на частоте первой изгибной формы. На рис. 2 и 3 показаны наклеенные на поверхностях длинных и коротких лопаток тензодатчики, а также расчетные распределения относительных переменных первых главных напряжений при колебании лопаток по первой изгибной форме. Картины расчетных распределений напряжений подтвердили правильность выбора мест расположения тензодатчиков при проведении усталостных испытаний.

С целью исключения влияния соседних лопаток моноколеса на исследуемую лопатку они могут быть отстроены по частоте колебаний с помощью различных устройств. На рис.4 показано одно из таких устройств для отстройки частоты колебаний отдельных длинных лопаток в моноколесе. Устройство представляет собой систему нагрузочных болтов 4, через которые посредством закручивания в прижим 3 создается нагрузка (в определенном месте пера и с определенным усилием) на длинные лопатки 2 моноколеса 1. Через прорезь 5 имелась возможность регистрировать виброперемещения исследуемой лопатки.

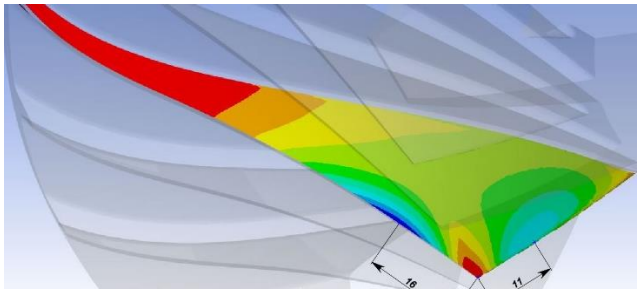
а) тензодатчики на поверхности лопатки



б) первые главные напряжения

Рис. 2. Длинная лопатка: расположение тензодатчиков и результаты расчета

а) тензодатчики на поверхности лопатки



б) первые главные напряжения

Рис. 3. Короткая лопатка: расположение тензодатчиков и результаты расчета

Критерием разрушения исследуемой лопатки считалось падение ее собственной частоты колебаний на 0,5 % и гарантированное обнаружение усталостной трещины на поверхности пера.

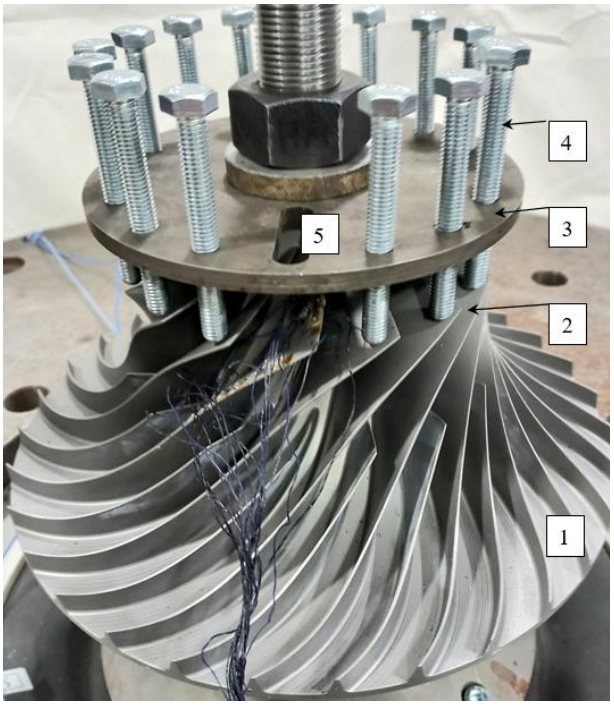


Рис. 4. Устройство для отстройки частот колебаний длинных лопаток

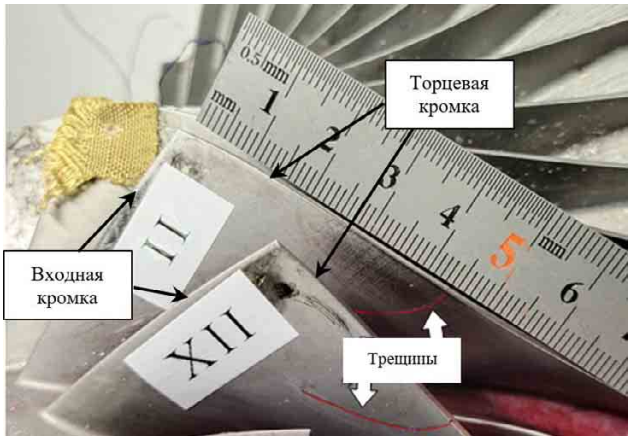
3 Результаты испытаний

Предварительные исследования распределения переменных напряжений на длинной лопатке показали, что максимальные напряжения σ_{MAX} находятся на поверхности корыта пера лопатки на удалении 15 - 20 мм от входной и торцевой кромок. Вблизи торцевой кромки уровень напряжений составил (0,7 - 0,8)σ_{MAX}, а вблизи входной кромки – (0,60 - 0,70) σ_{MAX}. Полученное экспериментально распределение напряжений качественно совпало с расчетным (рис. 2,б).

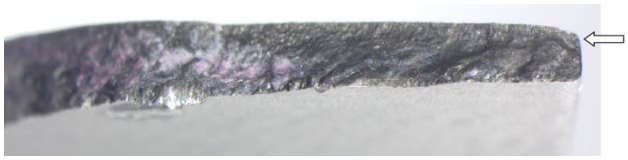
Отметим важные методические аспекты исследований распределения напряжений в лопатках колес. В испытаниях под максимальными напряжениями имеются в виду наибольшие измеренные первые главные напряжения. Направление первых главных напряжений вблизи кромок, как известно из теории, располагается вдоль кромок, поэтому установка тензорезисторов на кромках не нуждается в дополнительном обосновании. Экспериментальное определение максимальных напряжений на поверхностях пера лопаток в отдалении от кромок нуждается в предварительных исследованиях напряженно-деформированного состояния поверхности с помощью розеток тензорезисторов, а также инженерных расчетов.

На основании результатов предварительных экспериментальных и расчетных исследований длинной лопатки появление трещины было вероятно на поверхности корыта пера на относительно большом удалении от кромок.

Однако в процессе испытаний на усталость длинных лопаток обнаружено, что трещины на всех разрушенных лопатках прорастали с торцевых кромок, см. рис. 5,а. Линия фронта трещин в разрушенных лопатках на удалении от торцевой кромки сильно изогнута в направлении к зоне максимальных напряжений на пере лопаток. В изломе (аналогично в изломах вскрытых трещин в разрушенных лопатках) очаг усталостного разрушения расположен на поверхности торца кромки (в поперечном сечении кромка имеет вид прямоугольника, т. е. не скруглена, см. рис. 5,б). Поверхность излома со следами продвижения фронта трещины, причём от кромки и на значительном удалении от нее забита, а вблизи вершины трещины – притерта, что характерно для классических усталостных изломов. Дефектов материала в виде пор в очагах не обнаружено.



а) расположение усталостных трещин



б) фотография поверхности излома вскрытой типовой трещины

Рис. 5. Усталостные трещины на длинных лопатках

Стабильность зарождения усталостных трещин на торцевых кромках длинных лопаток и полученное представление о распределении переменных напряжений свидетельствует о наличии относительно сильного концентратора на торцевой кромке в углах перехода ее поверхности в корыто и спинку. А титановые сплавы обладают высокой чувствительностью к концентрации напряжений.

Обнаруженной конструктивной особенностью исследованного моноколеса объясняется полученное значение предела выносливости длинных лопаток σ_{-1} = 200 МПа - относительно низкое для титановых сплавов.

Для коротких лопаток получены подобные результаты: зарождение усталостных трещин на торцевой кромке и низкое значение предела выносливости. Место возникновения усталостной трещины в короткой лопатке было ожидаемо на основании анализа расчетной картины распределения переменных напряжений (рис. 3,б).

Стоит отметить, что надежно избавиться от этого концентратора невозможно ввиду его формирования из-за интенсивного износа торцевых кромок центробежных колес в эксплуатации.

4 Заключение

Рассмотрены методические особенности оценки величин переменных напряжений в лопатках центробежного моноколеса.

Определены значения пределов выносливости двух типов лопаток титанового центробежного моноколеса с использованием оригинальных вспомогательных устройств.

Выявлена конструктивная особенность лопаток моноколеса, ограничивающая предел выносливости детали - сильный концентратор на торцевых кромках лопаток (как длинных, так и коротких) в углах перехода поверхности кромки лопатки в корыто и спинку.

РАЗДЕЛ XVI

РЕСУРС

РАЗВИТИЕ ТРЕЩИН ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОЙ УСТАЛОСТИ В ТИТАНОВОМ И ЖАРОПРОЧНОМ СПЛАВАХ

В.Н. Шлянников[1], Р.М. Хамидуллин[1], А.Г. Суламанидзе[1]
[1] ФИЦ КазНЦ РАН, Казань,

Представлены результаты исследования скорости роста трещин при изотермической усталости, взаимодействии усталости и ползучести, синфазной и противофазной термомеханической усталости. Экспериментальные данные интерпретированы на основе мультифизического МКЭ-анализа полей напряжений и деформаций в вершине трещине. На всех образцах проведен анализ морфологии поверхностей разрушения на сканирующем электронном микроскопе и картирование концентрации кислорода с использованием рентгеновской спектрометрии. Методом фазовых полей разрушения смоделированы внутризеренный и межзеренный доминирующие механизмы разрушения. Оценка характеристик сопротивления росту трещин конструкционных материалов при термомеханическом нагружении представлена в терминах нового энергетического параметра.

CRACK GROWTH UNDER THERMOMECHANICAL FATIGUE FOR TITANIUM AND HEAT-RESISTANCE ALLOYS

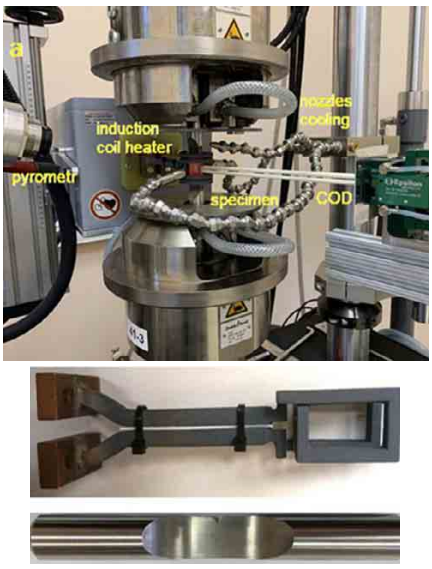
V.N. Shlyannikov[1], R.M. Khamidullin[1], A.G. Sulamanidze[1]
[1] FRC KSC RAS, Kazan, Russia

The work presents the results of the study of crack growth rate under isothermal fatigue, fatigue-creep interaction, in-phase and out-of-phase thermomechanical fatigue. The experimental data are interpreted based on the multiphysical FEM analysis of stress and strain fields at the crack tip. All samples were analyzed for fracture surface morphology using a scanning electron microscope and oxygen concentration was mapped using X-ray spectrometry. The intergranular and transgranular dominant fracture mechanisms were modeled using the phase field fracture method. The assessment of crack growth resistance characteristics of structural materials under thermomechanical loading is presented in terms of a new energy parameter.

1 Введение

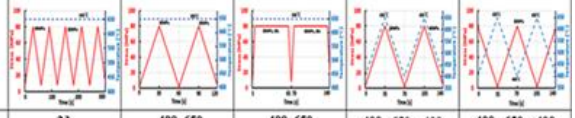
В процессе эксплуатации элементы конструкций газотурбинных двигателей и энергетических установок работают в условиях повышенных температур и значительных переменных механических нагрузок, классифицируемых как термомеханическая усталость (ТМУ). Такое сопряженное воздействие приводит к возникновению и развитию дефектов в деталях, изготовленных из титановых и жаропрочных сплавов на основе никеля. В настоящем исследовании представлены расчетно-экспериментальные данные по росту трещин для изотермической усталости, взаимодействия усталости и ползучести, синфазной и противофазной термомеханической усталости. Разработан метод испытания по оценке роста трещин с использованием циклического индукционного нагрева и принудительного конвективного охлаждения, который сопровождается непрерывными измерениями раскрытия вершины трещины. При испытаниях образцов из титанового сплава ВТ6 реализован диапазон температур от 25^0C до 510^0C, а для жаропрочного сплава ЭИ 698 от 25^0C до 650^0C.

Разработанный экспериментальный комплекс на базе серво-гидравлической установки Zwick/Roell HA100, включающий катушку индукционного нагрева, форсунки воздушного охлаждения, датчик раскрытия трещины, пирометр и испытательный образец, показан на рисунке.



2 Численные и экспериментальные результаты

Реализованные в процессе испытаний и численных расчетов формы сопряженных циклов изменения нагрузки и температуры представлены в таблице.

Temperature	Isothermal			Non-isothermal	
Loading type	Fatigue harmonic fast isothermal	Fatigue harmonic slow isothermal	Creep + fatigue interaction isothermal	TMF in-phase	TMF out-of-phase (-180°)
Cycles form					
T [°C]	23	400, 650	400, 650	400 – 650 – 400	400 – 650 – 400
f [Hz]	1.0	0.017	0.014	0.014	0.014

В порядке оценки характеристик сопротивления росту трещин конструкционных материалов при термомеханическом нагружении введен новый параметр в терминах скорости высвобождения энергии. Экспериментальные результаты роста трещины интерпретированы на основе мультифизического конечно-элементного анализа полей напряжений и деформаций в вершине трещине при объединении в общую разрешающую систему уравнений модулей электромагнетизма Maxwell 3D, гидродинамики и теплообмена Fluent, а также нелинейной механики деформируемого твердого тела вычислительного МКЭ-комплекса ANSYS. Сформированный вычислительный алгоритм позволил воспроизвести полный цикл взаимодействия нагрузки и температуры по стадиям долговечности. Проведенные испытания сопровождались прямыми измерениями полей деформаций в вершине трещины при нормальной и повышенной температуре с использованием метода цифровой корреляции изображений.

На основе численных расчетов установлено, что интерпретация результатов в терминах упругих коэффицтентов интенсивности напряжений (КИН) дает одинаковый диапазон изменения K_I при одинаковом уровне приложенных номинальных напряжений для условий гармонической изотермической и термомеханической усталости (ТМУ). В противоположность этому использование нелинейных КИН позволяет учесть влияние истории нагружения и кинетики пластических свойств материала, что приводит к смещению диаграммы усталостного разрушения для ТМУ относительно диаграммы для гармонической усталости. Показано, что подход, основанный на нелинейной модели кинематического упрочнения, представляется более предпочтительным из-за чувствительности к изменению напряженно-деформированного состояния в вершине трещины и циклическим свойствам исследуемых материалов в истории нагружения при повышенной температуре.

Для испытанных образцов с односторонним надрезом поведение измеренной площади петли гистерезиса, выявленное в результате анализа полного цикла нагрузки, оказалось напрямую связанным с морфологией и изменениями в доминирующих механизмах разрушения в условиях изотермической и термомеханической усталости. Результаты показали, что площадь петли гистерезиса и скорость высвобождения энергии могут использоваться в качестве альтернаты CTOD, измеренной при пиковом напряжении цикла нагрузки для характеристики скорости роста усталостной трещины, поскольку эти параметры по сути учитывают изменения в циклических упругопластических свойствах материала, зависящих от температуры.

На основе состоявшегося анализа изображений СЭМ морфологи поверхностей разрушения, связанных с эффектами типа циклической нагрузки, получено, что эффект повышения температуры подавляет различия в доминирующих механизмах разрушения в зависимости от профиля изотермической и неизотермической нагрузки. Подобные различия обусловлены влиянием температуры, а не механических условий в вершине трещины. Проведенное картирование концентрации кислорода на берегах трещины методом рентгеновской спектрометрии позволило выявить наиболее неблагоприятные сочетания нагрузки и температуры.

Характер изменения критических значений скорости высвобождения энергии позволил сформировать рекомендации для решения задач фазовых полей разрушения при усталости, которые состоят в необходимости рассмотрения переходов от текущих до пороговых значений с помощью аппроксимационных функций поведения экспериментальных результатов в зависимости от условий термомеханического нагружения.

3 Заключение

Результаты экспериментов и расчетов позволили установить взаимосвязь доминирующих механизмов разрушения с поведением введенного параметра скорости выделения энергии с учетом особенностей изотермического и термомеханического циклического деформирования. По данным проведенных испытаний установлено взаимное расположение диаграмм усталостного разрушения по темпам ускорения роста трещин при изотермической и термомеханической усталости для титанового и жаропрочного сплавов на основе детального фрактографического анализа.

СПОСОБ ОСРЕДНЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКОЙ ДИАГРАММЫ СРТУ ДЛЯ РАСЧЕТА НАРАБОТКИ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ

А. М. Крупенин[1]
[1] ПАО «ОДК-УМПО» филиал «ОКБ им. А. Люльки», Москва

В работе, на основе раннее введенного подхода, предложен метод осреднения результатов испытаний на скорость роста трещины усталости, учитывающий также первый участок кинетической диаграммы. Предложенный способ позволяет получать свойства трещиностойкости, характеризующие материал в условиях работы детали, и рассчитывать наработку деталей по концепции безопасного развития дефекта с учетом первой стадии роста трещины.

A METHOD OF AVARAGING OF KINETIC DIAGRAM OF FCGR FOR CALCULATION OF OPERATING TIME OF MAIN PARTS

A. M. Krupenin[1]
[1]A Lulka Experimental Design Bureau – Branch of PJSC “UEC-UMPO”, Moscow, Russia

Based on the previously introduced approach, a method for averaging the results for fatigue crack growth rate is proposed, witch also takes into account the first section of the kinetic diagram. The proposed method makes it possible to obtain the properties of material that characterize the material under the operating conditions of the part and calculate the operating time of the parts according to the concept of safe defect growth and taking into account the first stage of crack growth.

1 Введение

В работах [1-2] представлен метод обработки результатов испытаний на скорость роста трещины усталости (далее СРТУ) стандартных образцов [3] с выделением первого участка кинетической диаграммы (далее КД).

Для расчета наработки деталей по концепции безопасного развития дефекта необходимо иметь КД не для отдельных образцов, а осредненную КД, характеризующую материал в данных условиях работы.

В докладе представлен способ осреднения результатов испытаний на СРТУ для расчета наработки основных деталей в рабочих условиях.

2 Содержание работы

В работе [1] автором предложен способ получения КД СРТУ основанный на аппроксимации зависимости длины трещины от количества циклов нагружения $l = l(N)$ функциями вида:

$$l(N) = \sum_{i=0}^{k} \frac{\beta_i}{\sqrt[k]{(N_\infty - N)^i}}, \qquad (1)$$

где

l – характерный размер трещины;

N – количество циклов нагружения;

$f_{ik}(x) = \frac{1}{\sqrt[k]{(N_\infty - N)^i}}$ – базисные функции функционального пространства размерности $k+1$;

N_∞ – координата точки неопределенности функции (1), через которую проходит вертикальная асимптота;

$\underline{\beta_i}$ – коэффициенты функции.

Введенные функции позволяют учитывать не только количественные, но и качественные характеристики экспериментальных данных.

Данных подход позволяет получить КД в виде обычной функции, а не облака точек, а также выделить первый участок КД [2] (**Рис. 1**).

Рис. 1. Типичный вид кинетической диаграммы

На рисунке 1 ведены обозначения: K12 – граница первого и второго участков КД; K23 – граница второго и третьего участков КД; V(K12) и V(K23) – соответствующие скорости роста трещины.

В докладе представлен способ осреднения КД по образцам для получения характеристики материала, пригодной для расчета наработки деталей по концепции безопасного развития дефекта (**Рис. 2**).

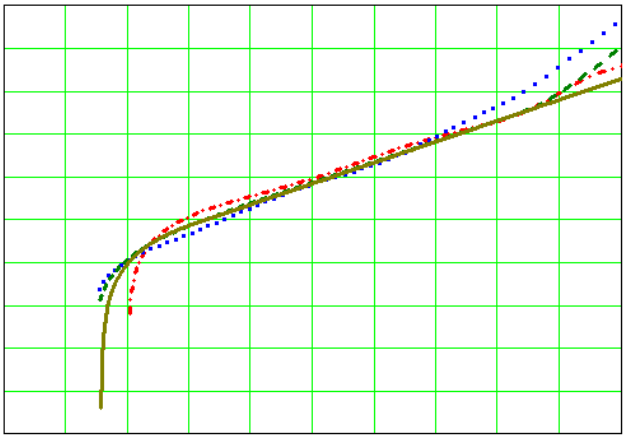


Рис. 2. КД для отдельных образцов и осредненная КД. Схематичное изображение

На рисунке 2 пунктирными линиями изображены КД для образцов, а сплошной линией – осредненная КД.

Осредненная КД может быть получена для условий работы детали в месте начального положения дефекта, таким образом, будет характеристикой материала для расчета наработки детали.

На рисунке 3 схематично представлена диаграмма живучести: зависимость наработки детали от начального характерного размера дефекта. Красным цветом изображена наработка, рассчитанная по уравнению Пэриса. Синим цветом – наработка с учетом первой стадии роста трещины.

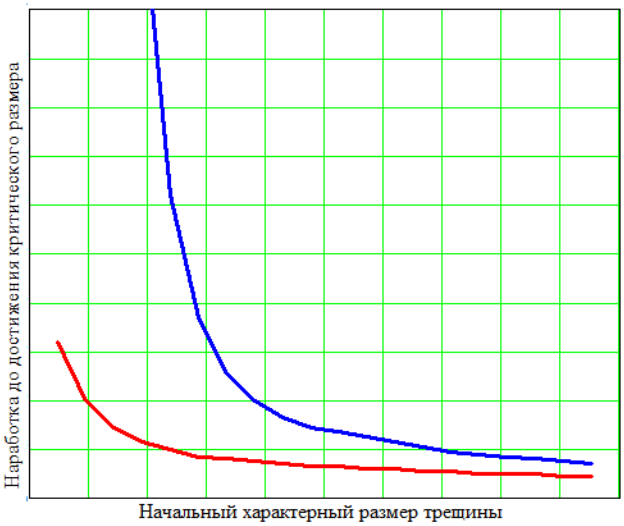


Рис. 3. Схематичное изображение диаграммы живучести

Из рисунка 3 видно, что учет первой стадии роста трещины снижает консерватизм расчетной модели и позволяет более полно использовать свойства материала, тем самым повышая расчетную наработку и ресурс деталей.

3 Заключение

В работе представлен способ осреднения КД СРТУ, который позволяет получить кинетическую диаграмму, характеризующую свойства материала детали в данных условиях работы, что позволяет более полно учитывать свойства материала и получать больший расчетный ресурс.

Список использованных источников

[1] Крупенин А. М. Новый метод построения кинетической диаграммы по испытаниям на скорость роста трещины усталости // Труды МАИ. 2024. № 136. URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=180668

[2] Крупенин А. М. Выделение первого участка кинетической диаграммы по испытаниям на скорость роста трещины усталости // XVII Всероссийская конференция по испытаниям и исследованиям свойств материалов «ТестМат» по тематике: «Физико-механические испытания, прочность и надежность современных конструкционных и функциональных материалов»: материалы конференции. 2025. С. 62-78.

[3] ГОСТ 25.506-85 Методы механических испытаний металлов. Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при статическом нагружении.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КРИТИЧЕСКОЙ ДЛИНЫ СТРАГИВАНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ ВДОЛЬ КРОМКИ ПЕРА РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ

Н.А. Пахомов, М.А. Артамонов
ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва

Показан численный метод оценки критического размера повреждения кромки пера лопатки ГТД от которого может зародиться усталостная трещина. Применялся программный комплекс ANSYS Workbench, в котором рассчитывался параметр критической длины страгивания (L_{th}) повреждения типа разрыв, полученный при достижении размаха порогового коэффициента интенсивности напряжений (ΔK_{th}) соответствующий началу первой стадии роста усталостной трещины.

DETERMINATION OF THE CRITICAL TEAR-OFF LENGTH OF A FATIGUE CRACK ALONG THE EDGE OF A TURBINE BLADE AIRFOIL

N.A. Pahomov, M.A. Artamonov
A. Lyulka Design Bureau PJSC «UEC-Ufa Engine Industrial Association» Subsidiary, Moscow, Russia

A numerical methodology is proposed for evaluating the critical edge damage size in GTE blades, from which a fatigue crack may initiate. The ANSYS Workbench software package was used to calculate the critical tear length parameter (L_{th}) for rupture-type damage, determined under conditions where stress intensity factor range reaches the threshold value (ΔK_{th}) corresponding to the onset of the first stage fatigue crack propagation.

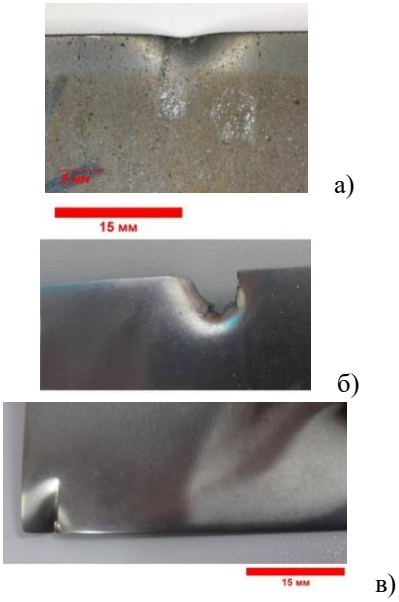
1 Введение

Эксплуатация летательных аппаратов всегда будет сопровождаться рисками попадания посторонних предметов (ПП) в проточную часть двигателя, что может привести к повреждению рабочих лопаток (РЛ). При возникновении такого повреждения, от него может зародиться усталостная трещина. А поскольку РЛ ГТД работают в условиях высокочастотного нагружения, то развитие трещины по механизму многоцикловой усталости (МнЦУ) и окончательное разрушение займет очень непродолжительное время.

Наибольшая повреждаемость от попаданий ПП наблюдается на кромках РЛ первой ступени КНД. Повреждения можно условно выделить в три группы, приведенного на рисунке 1. Наиболее опасным является разрыв на кромке пера (рис. 1, в), при его появлении возникает протяженная несплошность с острым концентратором на конце. Такая конфигурация повреждения способна привести к зарождению усталостной трещины и дальнейшему разрушению РЛ.

Усталостное разрушение разделяют на два этапа [1]:

- зарождение усталостной трещины (инкубационный период) до критической длины страгивания (L_{th}), которая соответствует пороговому коэффициенту интенсивности напряжений (ΔK_{th});
- рост до критической длины ($L_{кр}$), после которой деталь мгновенно разрушится.



а) б) в)

Рис. 1. Повреждения кромок пера РЛ: а – смятие; б – вырыв; в – разрыв

Рабочие напряжения для лопаток КНД соответствуют механизму многоцикловой усталости и находятся ниже предела усталости (количество циклов по усталостной долговечности превышает

10^7 циклов), при этом лопатки находятся в условиях высокочастотного нагружения (~500–1000 Гц). Поэтому при появлении повреждения от попадания ПП, сопоставимого или с превышением критической длины страгивания усталостной трещины (L_{th}), ее рост и последующее разрушение может произойти за один полет.

Применяя методы численного моделирования, можно оценить минимальный размер дефекта типа разрыв, от которого гарантированно пойдет усталостное разрушение. А также определить зависимость размера дефекта от его расположения на кромке пера РЛ.

2 Методика расчета

С учетом конфигурации повреждения типа разрыв, его можно рассматривать как трещину. Для описания трещины используется теория линейной механики разрушения. Моделирование и численный расчет РЛ проводился в программном комплексе ANSYS Workbench.

В ANSYS расчет коэффициента интенсивности напряжений (КИН) может производиться только при статическом нагружении [2]. Для того чтобы учесть динамическую составляющую от эксплуатационных нагрузок применялась методика воспроизведения колебаний в статическом анализе модуля ANSYS – static structural [3]. Динамические нагрузки рассматривались для первой изгибной формы колебаний (f_1), как наиболее виброактивной.

Граничные условия в неупрочненной лопатке устанавливаются согласно условиям эксплуатации – создается ограничение перемещений по замку и бандажной полке. Расчеты выполнены с учетом температуры на входе и без учета полей давления на перо РЛ. Проводится первичный расчет динамических характеристик лопатки по колебательным формам (модальный анализ) с учетом пред-нагруженного состояния от центробежных сил. По его результатам составляется текстовый файл, содержащий координаты узлов конечно-элементной модели (КЭМ) и их перемещение по трем направлениям. Однако полученное распределение перемещений носит исключительно качественный характер, поэтому была проведена их нормализация по результатам тензометрирования лопаток в полетных условиях. Максимальные напряжения, полученные по тензорезисторам по колебательной форме f_1, сравнивались с напряженным состоянием в КЭМ в областях крепления тензодатчиков. Отношение этих величин дает коэффициент динамичности. Умножив его на расчетные перемещения в каждом узле, получим численное значение амплитуды колебаний динамически нагруженной системы по искомой колебательной форме. Полученные нормализованные перемещения узлов КЭМ загружаются в статический анализ для определения динамической составляющей параметра ΔКИН. Также определяется значение статической составляющей параметра ΔКИН для пред-нагруженного состояния.

Чтобы определить значение L_{th}, соответствующей параметру ΔK_{th}, необходимо установить зависимость ΔКИН от длины трещины. Для этого на кромке пера РЛ на приведенной высоте строится несколько КЭМ с варьируемой длиной трещины (рис. 2) и проводится расчет. Пересечение полученной зависимости со значением ΔK_{th} будет соответствовать значению L_{th} (рис. 3).

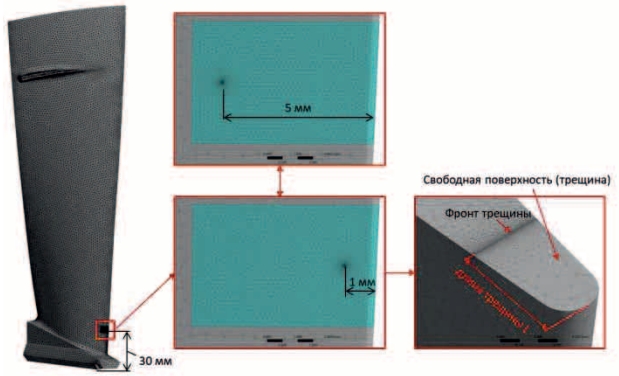


Рис. 2. Конечно-элементная модель РЛ 1 ступени КНД

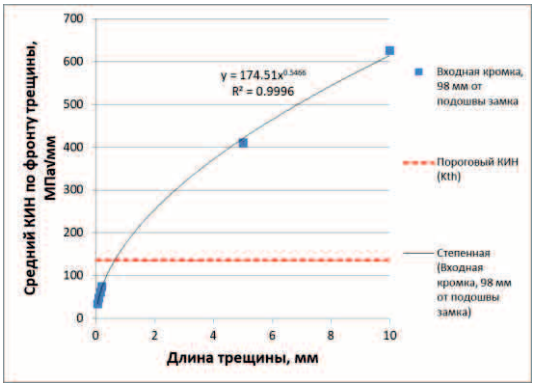


Рис. 3. Зависимость значения ΔКИН от длины трещины

Чтобы установить распределение L_{th} вдоль кромок пера лопатки, параметризировалось значение высоты трещины относительно подошвы замка. Для каждого нового расположения трещины на кромке определяется своя зависимость значения ΔКИН от длины трещины и значение L_{th}.

На рисунке 4 показана итоговая зависимость L_{th} вдоль всей входной и выходной кромки.

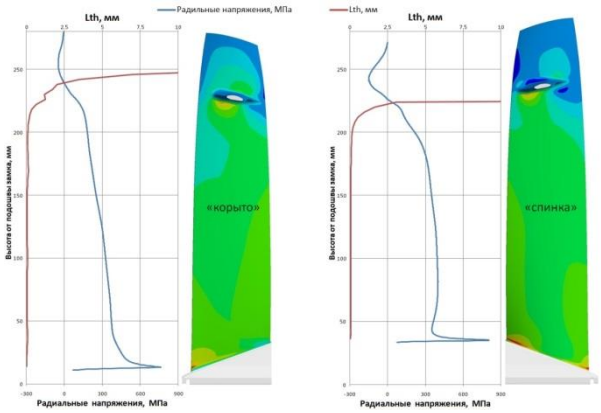


Рис. 4. Зависимость критической длины страгивания трещины и главных напряжений по входной (а) и выходной (б) кромке по форме f_1

3 Заключение

Представленная методика позволяет определить как меняется критическая длина страгивания трещины вдоль входной и выходной кромки пера рабочей лопатки первой ступени КНД, что позволит в дальнейшем использовать данные результаты для определения областей обработки с целью повышения стойкости к повреждениям от попадания ПП в лопатку.

Список использованных источников

[1] Терентьев В.Ф., Кораблева С.А. Усталость металлов. — М.: Наука, 2015, 484 с.

[2] Морозов, Е. М., Муйземнек А.Ю., Шадский А.С. ANSYS в руках инженера. Механика разрушения / Е. М. Морозов, А. Ю. Муйземнек, А. С. Шадский. — М.: Ленанд, 2010. — 456 с.

[3] Артамонов М.А., Пахомов Н.А. Определение напряженного состояния лопатки ГТД с трещиной через модальный и статический анализ в программном комплексе ANSYS // Современные подходы и тенденции развития структурно-фазовых, химико-аналитических методов анализа: материалы XV Всероссийской конференции (г. Москва, 10 февраля 2023 г.), [Электронный ресурс] / НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ. – М. : НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ, 2023. – С. 225-233

ВЕРИФИКАЦИЯ И ВАЛИДАЦИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПО SIMCRACK НА ЗАДАЧАХ МОДЕЛИРОВАНИЯ РОСТА УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН

Л.А. Вечхайзер, А.С. Бажуков, д.ф.-м.н. А.А. Рябов, К.Ю. Мохов
ООО «Саровский Инженерный Центр», г. Саров, РФ

Статья содержит материалы, описывающие принцип работы программного обеспечения SimCrack, результаты решения верификационных, кросс-верификационных и валидационных задач. Указанные материалы позволяют оценить степень достоверности результатов, полученных в SimCrack, а также могут быть использованы для сертификации ПО согласно ГОСТ Р 57700.1-2017 и широкого применения цифровых испытаний в двигателестроительной и других наукоемких отраслях.

VERIFICATION AND VALIDATION OF SOFTWARE «SIMCRACK» FOR THE FATIGUE CRACK GROWTH PROBLEMS

L.A. Vechkhaizer, A.S. Bazhukov, A.A. Ryabov, K.Y. Mokhov
«Sarov Engineering Center» Ltd., Sarov, Russia

The article contains information about the operating principle of software «SimCrack» and presents the results of verification, cross-verification and validation problems solving. These materials allow us to understand the reliability of the results obtained in «SimCrack», and can also be used for software certification according to GOST R 57700.1-2017 and the widespread use of digital experiment concept in engine-building and other science-intensive industries.

1 Введение

Создание и развитие отечественных программных средств решения прикладных инженерных задач механики сплошных сред, является одной из важных государственных задач, обеспечивающих независимость отечественных разработчиков новых изделий от зарубежных поставщиков ПО. Одной из основных задач отечественного двигателестроения является повышение ресурса основных деталей АГТД, который, согласно нормативным документам [1], определяется по детерминированному подходу в рамках концепции безопасного развития трещины (КБРТ).

Разработанное сотрудниками ООО «СИНЦ» ПО *SimCrack* позволяет автоматизировать процесс численных расчетов с помощью МКЭ по детерминированному подходу в рамках КБРТ, сокращая трудозатраты на реализацию повторяющихся шагов принятых в отрасли методик и высвобождая ресурсы ценных специалистов-инженеров.

В данной работе приводятся результаты верификационных и валидационных расчетов, проведенных с помощью ПО *SimCrack*, подтверждающие возможности ПО в части определения коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) и в части корректности заложенных в нем методик.

2 Описание применяемых методик

В общем смысле, моделирование процесса роста усталостной трещины включает следующие основные этапы:

1. Проведение статических термомеханических расчетов детали без трещины с заданными нагрузками для определения зон концентрации напряжений (опасных зон).
2. Ведение в модель детали в критической зоне начального дефекта в виде надреза нулевой ширины. Размер начального дефекта в плане выбирается равным максимально возможному дефекту, который не обнаруживается средствами визуального контроля при производстве. Форма начального дефекта зависит от технологии изготовления детали и механической обработки поверхности. Плоскость начального дефекта совпадает с первой главной площадкой НДС. Выбор формы начального дефекта и внедрение его в модель реализовано в ПО SimCrack.
2. Ведение в модель детали в критической зоне начального дефекта в виде надреза нулевой ширины. Плоскость начального дефекта совпадает с первой главной площадкой НДС. Выбор размера и формы начального дефекта и внедрение его в модель реализовано в ПО *SimCrack*.

3. Моделирование процесса устойчивого роста трещины на основе расчетов приращений длины трещины по методикам, приведенным далее. Данный этап является наиболее трудоемким и поэтому является основным функционалом ПО *SimCrack*.

4. Прекращение процесса моделирования при достижении трещиной заданной верхней границы устойчивого роста или после подтверждения предписанной долговечности детали. Задание критерия остановки расчета также доступно в ПО *SimCrack*.

В текущей версии ПО *SimCrack* заложены следующие законы, определяющие рост усталостной трещины:

- уравнение Пэриса-Эрдогана [2]:

$$\frac{dl}{dN} = C \cdot \Delta K_I^m \quad (1)$$

- кинетическое уравнение Туманова [3]:

$$\frac{dl}{dN} = C \cdot \Delta K_I^m \quad (2)$$

- формула угла поворота трещины [4]:

$$\theta = -\arccos\left[\frac{3K_{II}^2 + K_I\sqrt{K_I^2 + 8K_{II}^2}}{(K_I^2 + 9K_{II}^2)}\right] \quad (3)$$

где: l – продвижение фронта трещины за N элементарных циклов нагружения в точке фронта по нормали к нему; C, m – коэффициенты уравнения Пэриса-Эрдогана; ΔK_I – размах коэффициента интенсивности напряжений (КИН) по первому режиму (моде) разрушения в элементарном цикле; B – эмпирический коэффициент в уравнении Туманова; E – модуль упругости I-го рода; K_I , K_{II} – КИН по первому и второму режимам нагружения соответственно; θ – угол поворота вектора распространения трещины в точке фронта.

КИН определяются из решения напряженно-деформированного состояния исследуемой детали методом конечно-элементного моделирования, проводимого в ПО *Ansys Workbench*. Методика определения КИН основана на методе неструктурированной сетки (*unstructured-mesh method*), используемая в *Ansys* для определения КИН на тетраэдральных элементах.

3 Верификационные и валидационные расчеты в ПО *SimCrack*

Согласно ГОСТ Р 57700.1 и ГОСТ Р 57700.37 для подтверждения достоверности и надежности работы ПО *SimCrack* как инструмента цифровых испытаний деталей, необходимо провести его верификацию и валидацию на достоверных результатах.

При проведении верификационных расчетов была поставлена цель подтвердить, что ПО *SimCrack* при определенных параметрах рассчитывает математическую модель правильно и с соответствующей точностью. Для этого были выбраны задачи, аналитическое решение которых приведено в справочнике [5].

Одной из рассмотренных задач является задача по определению КИН в полосе с уступом и трещиной под действием изгибающего момента. Постановка задачи представлена на рис.1. Конечно-элементная и расчетная модели были подготовлены в препроцессоре *Mechanical* в составе ПО *Ansys Workbench*. Результаты проведенных расчетов представлены на рис. 2 и рис. 3.

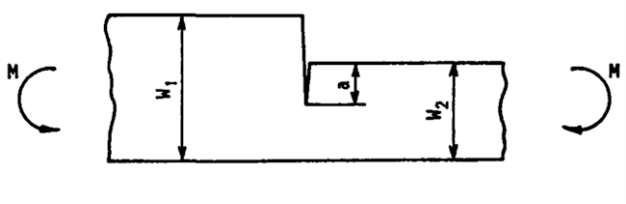


Рис. 1. Постановка задачи о полосе с уступом и трещиной

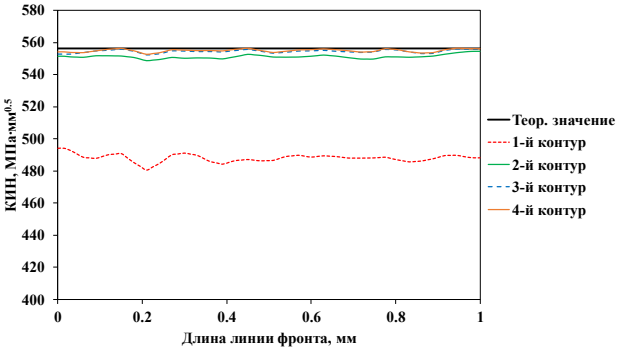


Рис. 2. График зависимости КИН от длины фронта трещины, первая мода нагружения

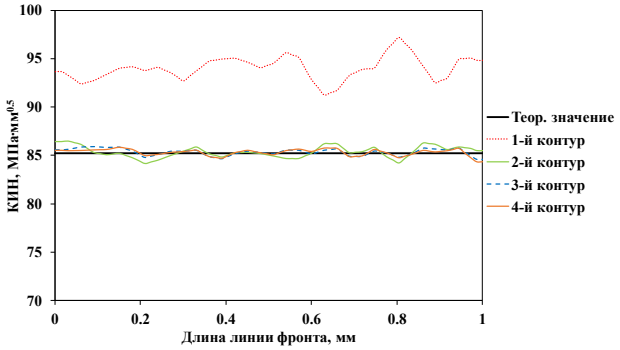


Рис. 3. График зависимости КИН от длины фронта трещины, вторая мода нагружения

Решение задачи показывает, что для второго и последующего контуров максимальное отличие K_I от теоретического значения составляет 1.4%, отличие среднего по длине фронта значения K_I от теоретического не превышает 0.9%. Для K_{II} фиксируется максимальное отличие не более 1.5% от теоретического значения, среднее значение K_{II} отличается от данных из справочника не более, чем на 0.2%.

При решении валидационной задачи была поставлена цель подтвердить, что ПО *SimCrack* позволяет правильно и с определенной точностью моделировать реальные процессы. В качестве данных

для сравнения используются результаты испытаний, приведенные в работе [6].

Рассматривается часть диска АГТД с начальным дефектом в основании диска. Размеры и расположение дефекта представлены на рис. 4: большая полуось a = 2.78 мм, малая полуось b = 2.5 мм. В качестве нагрузок учитываются центробежная нагрузка, давление в передней части исследуемоего диска и неравномерное поле температур. Для учета отброшенной части диска на срезах модели прикладываются ГУ 1-го рода: заданное перемещение точек из решения модели полного диска.

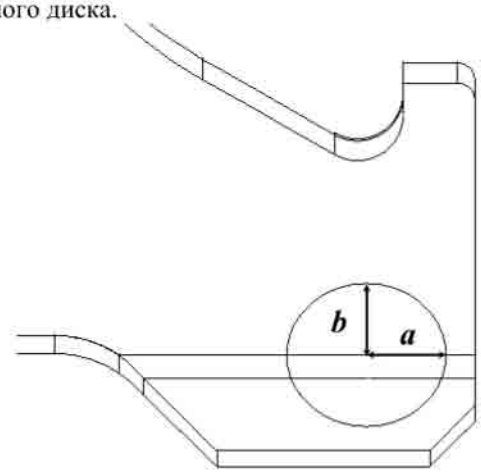


Рис. 4. Размеры и расположение начального дефекта в диске АГТД

Проводится моделирование роста трещины от указанного начального дефекта до размера трещины l = 7 мм в направлении, указанном на рис. 5. В качестве закона роста трещины используется кинетическое уравнение Туманова (2). Интегральная кинетическая зависимость, полученная в результате расчета в ПО *SimCrack,* расчетная и экспериментальная зависимости, представленные в работе [6], приведены на рис. 6.

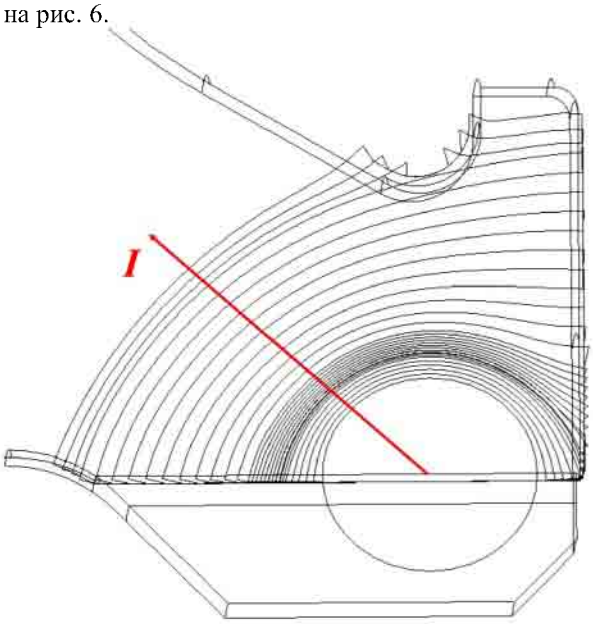


Рис. 5. Расчетные фронты трещины и направление построения интегральной кинетической зависимости

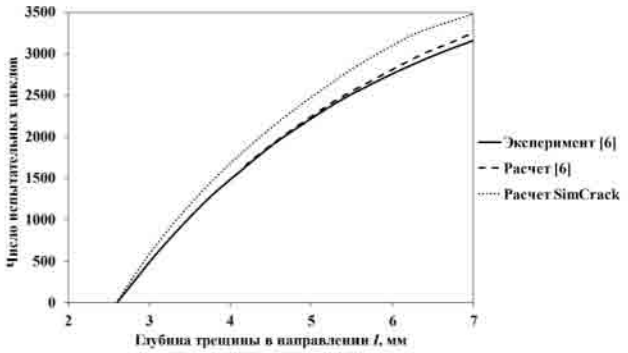


Рис. 6. Интегральная кинетическая зависимость

В результате проведенного в ПО *SimCrack* расчета определено число циклов N = 3466 до достижения трещиной верхней границы устойчивого роста. В работе [6] приведены следующие значения: экспериментальное количество циклов Nи = 3153, расчетное количество циклов Np = 3254. Расчетный период устойчивого роста в ПО *SimCrack* на 9.9% превысил экспериментальное значение и на 6.5% превысил расчетное значение, полученное в работе [6], что можно объяснить различием в автоматическом и ручном подходах по сглаживанию расчетных фронтов трещины.

При этом необходимо отметить, что в ПО *SimCrack* в рамках моделирования роста трещины в автоматическом режиме проведено 28 прочностных расчетов. Общее время проведенных расчетов не превысило двух суток. Таким образом, можно заключить, что в случае необходимости проведения большого количества расчетов роста усталостных трещин отечественное ПО *SimCrack* предоставляет оптимальное решение с точки зрения совокупности времени, затраченного на расчеты, и точности полученных результатов.

4 Заключение

На основе апробированных в двигателестроении расчетных методик анализа роста усталостных трещин при сложных циклических термосиловых нагрузках разработано специализированное ПО *SimCrack*, позволяющее существенно снизить время проведения расчетов на компьютере.

Верификация ПО *SimCrack* на основе известного аналитического решения показала, что максимальная погрешность КИН по первой моде нагружения не превышает 1.5%. Погрешность средней величины КИН вдоль фронта не превышает 0.9%. Для второй моды нагружения определяется максимальная погрешность КИН в 1.5% и погрешность по средней величине КИН вдоль фронта в 0.2%.

Валидация ПО *SimCrack* показала, что отличие расчетной циклической долговечности детали от экспериментальных значений не превышает 9.9%, а от

расчетной долговечности, полученной в ручном режиме не более 6.5%. Отличие расчетных результатов может быть объяснено разностью подходов в сглаживании фронтов трещин при ручном расчете и автоматическом расчете в ПО SimCrack.

При этом необходимо отметить, что использование ПО *SimCrack* позволяет при приемлемой точности решения прикладных задач существенно экономить время проведения расчетов.

Список использованных источников

[1] Рекомендательный циркуляр РЦ-АП33.14-1. Ресурсы и сроки службы газотурбинных двигателей, их агрегатов и комплектующих изделий. 2005. 26 с.

[2] Paris P., Erdogan F. A critical analysis of crack propagation laws // Journal of Basic Engineering (Trans. ASME). 1963. No. 12. P. 528–534.

[3] Туманов Н.В. Кинетическое уравнение устойчивого роста трещин малоцикловой усталости // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 5-1 (47). С. 18-26.

[4] Erdogan F., Sih G.C. On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear // Journal of Basic Engineering. 1963. N 12. P. 519–525.

[5] Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений: В 2-х томах. Т. 2: Пер. с англ./Под ред. Ю. Мураками. – М.: Мир, 1990. – 1016с., ил.

[6] Туманов Н.В., Лаврентьева М.А., Черкасова С.А., Воробьева Н.А., Волков, М.Е., Митина Ю.Л., Калашникова А.И. Измерение и расчет устойчивого роста усталостных трещин. Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2024. Т. 90, № 12. С. 45-64

КОНКУРЕНЦИЯ МЕЖДУ МЕХАНИЗМАМИ ЗАРОЖДЕНИЯ УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН ОТ ВНУТРЕННИХ ДЕФЕКТОВ И ОТ ПОВЕРХНОСТИ ОБРАЗЦОВ ИЗ ГРАНУЛИРУЕМОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ЭП741НП

М.А. Артамонов[1], М.Е. Волков[2], Д.И. Слугина[2]
[1] ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва
[2] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Исследование зарождения усталостных трещин для цилиндрических образцов из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП испытанных на МЦУ при контроле по деформации показало, что зарождение и рост трещины возможно как от внутренних дефектов (в условии вакуума), так и от поверхности образца. Как правило, при анализе зависимости долговечности от условий при котором испытывался образец не учитывается каким образом происходило зарождение и рост трещины. В работе была предпринята попытка разделить результаты по долговечности в зависимости от способа зарождения и роста усталостной трещины, что в дальнейшем позволит скорректировать результаты, полученные по образцам для деталей ГТД изготовленных из данного материала.

COMPETITION BETWEEN THE MECHANISMS OF FATIGUE CRACK FORMATION DUE TO INTERNAL DEFECTS AND FROM THE SURFACE OF POWDER NICKEL SUPERALLOY SPECIMENS EP741NP

M.A. Artamonov[1], M.E. Volkov[2], D.I. Slugina[2]
[1] A. Lyulka Design Bureau PJSC «UEC-Ufa Engine Industrial Association» Subsidiary, Moscow, Russia
[2] CIAM, Moscow, Russia

A study fatigue crack nucleation for cylindrical EP741NP nickel-based powder metallurgy superalloy specimens tested on low cycle fatigue with deformation control showed that initiation crack and growth crack are possible both from internal defects (under vacuo conditions) and from the sample surface.
Generally, when analyzing the dependence of durability on the test conditions of a specimen, it does not consider how the crack Initiation and crack growth. In the work, an attempt was made to subdivide the results by durability depending on the method of origin and growth of the fatigue crack, which in the future will allow us to adjust the results obtained from specimens for GTE parts made of this material.

1 Введение

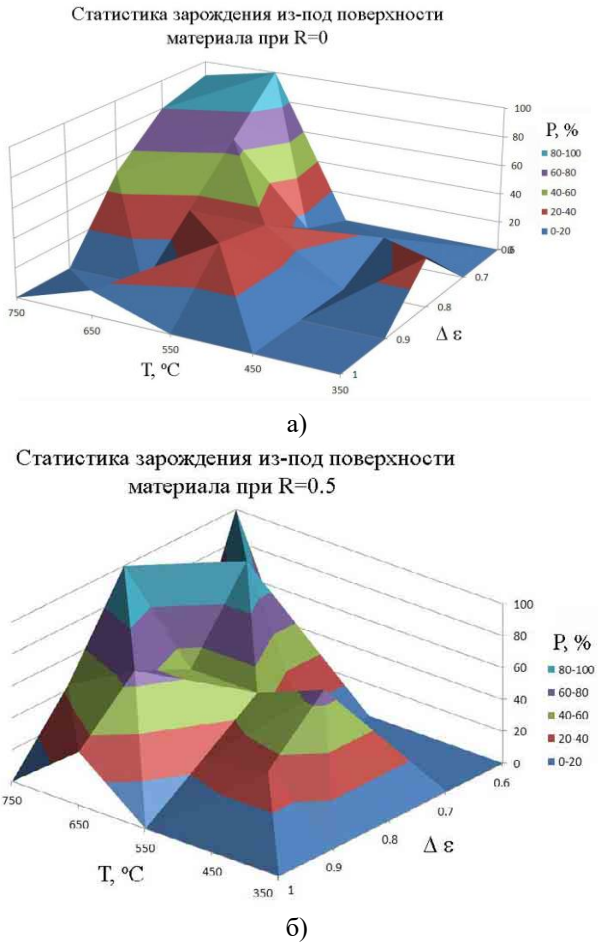
Относительно недавно была разработана и внедрена порошковая технология по изготовлению деталей из никелевого сплава [1]. Она сочетает преимущества литейной металлургии, а по прочностным свойствам близка к деформированным материалам. Вместе с тем при использовании данной технологии остается возможность попадания в материал неметаллических и шлаковых включений. Размер дефектов при этом не превосходит размера гранул, однако этого достаточно, чтобы зарождение усталостной трещины произошло из-внутри материала. При этом зарождение и рост усталостной трещины происходит в условии вакуума. Для оценки усталостной долговечности для малой цикловой усталости (МЦУ) от размаха деформации используют формулу Мэнсона, где не учитывается место зарождения усталостной трещины и при каких условиях происходил рост трещины [2]. Полученная долговечность является результатом двух процессов развития разрушения – зарождение трещины и стадия роста трещины. Для МЦУ стадия роста трещины может быть соизмеримой со стадия зарождения. Поэтому эмпирически полученная формула Менсона, не учитывающая особенности развития процесса разрушения, дает большую погрешность и носит оценочный характер.

Также важно иметь возможность разделить условия при которых происходили данные процессы разрушения – в условии доступа воздушной среды или если зарождение и роста происходил из-под поверхности материла в условии вакуума. Известно, что рост усталостной трещины и, по-видимому, зарождение в условии вакуума существенно может отличаться от ситуации, когда воздух имеет возможность проникать в вершину трещины [3]. Эту информацию можно получить, применяя

фрактографический анализ к изломам разрушенных при испытаниях образцов. Используя растровый электронный микроскоп (РЭМ) можно установить место расположения очага зарождения усталостной трещины и измеряя ширину усталостных бороздок определить длительность роста усталостной трещины, а зная общую долговечность и период зарождения.

Для анализ был выбран материал – гранулируемый никелевый сплав ЭП741НП. Данный сплав широко используется для изготовления дисков турбин и компрессоров газотурбинных двигателей (ГТД) и энергетических установок (ЭИ) [4]. Из дисков ТНД, изготовленных с применением сплава ЭП741НП, были вырезаны цилиндрические образцы. Испытания образцов на МЦУ проводилось в соответствии с ГОСТ 25.502-79 при «жестком» цикле нагружения в широком диапазоне температуры, от 350 ^{0}C до 750 ^{0}C и при асимметрии цикла 0 и 0.5.

Последующий фрактографический анализ позволил установить при каких условиях происходило зарождение (из-под поверхности от дефекта или с поверхности образца) (Рис.1).



а)

б)

Рис. 1. Статистика зарождения усталостной трещины из-под поверхности при асимметрии цикла R=0 (а) и R=0.5 (б)

2 Результаты исследования

Видно сложное распределение зависимости вероятности зарождения из-под поверхности в зависимости от температуры, размаха деформации и асимметрии цикла. Процесс зарождение усталостной трещины начинается с первым циклом нагружения как на поверхности, так и под поверхностью образца в условии вакуума. Происходит конкуренция между очагами и «выигрывает» тот очаг, которые быстрее накопит повреждения и произойдет зарождение начальной трещины. При этом для малоцикловой усталости в этой гонке нужно учитывать не только процесс зарождения усталостной трещины, но и дальнейший рост трещины до его окончательного разрушения.

Показано для данного сплава, что обратный показатель надежности (отношение длительности роста трещины к долговечности) хорошо описывается степенной зависимостью от размаха деформации [5] (Рис.2).

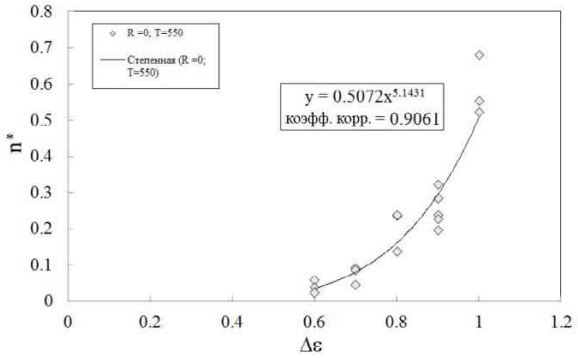


Рис. 2. Зависимость обратного коэффициента запаса от размаха деформации для образцов испытанных при температуре T = 550 ^{0}C при R = 0

Если разделить получение данного соотношения только для образцов, у которых «победил» очаг из-под поверхности и отдельно для образцов, у которых очаг находится с поверхности, то можно получить отдельные соотношения, относящиеся только к одному типу разрушения (с поверхности или под поверхностью).

3 Заключение

Зарождение и рост усталостной трещины носит вероятностный характер. При разном соотношении поверхности к объему у детали, изготовленной из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП, вероятность зарождения от разных типов зарождения и роста усталостной трещины будет меняться. Зная зависимость зарождения разных очагов для цилиндрических образцов можно перевести данную зависимость к детали, у которого соотношение

объема и поверхностной площади будет другое. Это позволит более точно предсказывать - где и при каких условиях можно ожидать зарождение трещин в роторных деталях, изготовленных из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП.

Список использованных источников

[1] Гарибов Г. С. Отечественные гранулированные материалы для газотурбинных технологий // Технологий легких сплавов 2018. Т. 24, № 4. С. 24–27. [Garibov G. S. “Domestic granular materials for gas turbine technologies“, (in Russian), Tehnologiya Legkih Splavov, 2018. Volume 24, No. 4. pp. 24-27]

[2] Биргер И. А., Балашов Б. Ф., Дульнев Р. А. Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1981. 222 с. [I. A. Birger, B. F. Balashov, R. A. Dulnev, “Strength of materials and gasturbine engine parts“, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1981.]

[3] Немцев Д.В., Марчуков Е.Ю., Артамонов М.А. Определение характеристик скорости роста трещины усталости в вакууме гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП // Вестник УГАТУ 2023. Т. 27, № 3 (101). С. 45–57. [Nemtsev D.V., Marchukov E.Yu., Artamonov M.A. “Determination of the characteristics of the fatigue crack growth rate in vacuum of granulated nickel alloy EP741NP“ (in Russian), Vestnic UGATU 2023. Vol. 27, No. 3 (101). pp. 45-57]

[4] Сиротин Н. Н. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий. Книга 3. / Сиротин Н. Н., Марчуков Е.Ю., Сиротин А.Н., Агульник А. Б. М.: Наука, 2012. 616 с. [N. N. Sirotin, E. Y. Marchukov, A. N. Sirotin, A. B. Agulnik “Fundamentals of design, production and opera-tion of aircraft gas turbine engines and power plants in the CALS technology system”, (in Russian), Volume 3, Moscow, Nauka, 2012. 616 p.]

[5] М.А. Артамонов. Исследование особенностей зарождения и роста усталостной трещины в образцах из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП // Вестник УГАТУ, 2024. Т. 28, №2 (104). С. 3–13

О ТЕХНИЧЕСКОМ ЗРЕНИИ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ МОТОРОВ

А.П. Владимиров[1,2]
[1] ИМАШ УрО РАН им. Э.С. Горкунова, Екатеринбург,
[2] УрФУ им. Б.Н. Ельцина, Екатеринбург

Рассматривается единый механизм деградации материалов при мало-, много-, и гига-цикловой усталости, выявленный с использованием нового механо-оптического эффекта. Показано, что не регистрация существующими методами контроля много-цикловой усталости связана с большим размером области усреднения порядка 1-100 мм, в то время как гигантские усталостные эффекты возникают в области порядка 10 мкм. На основе полученных данных предложен метод оценки времени до зарождения усталостной трещины. Обсуждаются разработки и первые шаги по созданию датчиков и методов технического зрения остаточного ресурса деталей, пригодных для авиационных моторов.

ABOUT THE TECHNICAL VISION OF THE RESIDUAL RESOURCE DETAILS OF AIRCRAFT ENGINES

A.P. Vladimirov[1,2]
[1] IMASH UB RAS, Yekaterinburg, Russia
[2] UFU, Yekaterinburg, Russia

A single mechanism of degradation of materials under low-, high-, and giga-cycle fatigue, identified using a new mechano-optical effect, is considered. It is shown that the non-registration of high-cycle fatigue by existing control methods is associated with a large averaging range of about 1-100 mm, while gigantic effects occur in the area of about 10 microns. Based on the data obtained, a method for estimating the time to the initiation of a fatigue crack is proposed. The developments and the first steps towards the creation of sensors and methods of technical vision of the residual life of parts suitable for aircraft engines are discussed.

1 Введение

Известно, что 90% деталей техники разрушаются вследствие усталости, из них до 80% из-за много-цикловой усталости. Однако до последнего времени существующие методы неразрушающего контроля многоцикловую усталость в реальном времени не регистрировали. Как следствие, отсутствие сведений о механизмах много-цикловой усталости приводит к созданию габаритных и тяжелых изделий, больших экономических и временных затрат на создание новой техники.

2 Новый метод определения деформаций

Нами на основе нового механо-оптического эффекта, выявленного в 2010 году и опубликованного в статье [1] в 2012 году создан новый оптический метод определения деформаций. Метод позволяет на минимальной базе порядка 1 мкм в режиме реального времени определять деформации газовых, жидких и твердых сред [2]. Он по чувствительности и пространственному разрешению на два порядка превосходит существующие оптические методы определения деформаций. С использованием метода нами на ряде материалов [3-5] выявлен единый механизм их деградации [5]. Суть механизма заключается в следующем. Из-за разброса свойств материала даже при малых амплитудах цикла при первом же полуцикле найдется малая область, в которой появятся необратимые деформации. Тогда при как угодно малой разгрузке в указанной области возникнут несовместные деформации (при мысленном разбиении области на маленькие части они не впишутся в первоначальный объем). Для сохранения сплошности окружающая упругая среда сожмет эту область. При полной разгрузке появится область сжатия, а для равновесия рядом – область, постоянно находящаяся в растянутом состоянии. В этой области одновременно идут два процесса: 1) разрывы межатомных и молекулярных связей из-за хаотического теплового движения атомов и молекул, 2) ползучесть материала (т.н. циклическая

ползучесть). На рис.1 для сплава Д16 приведены совмещенные графики зависимости трех компонент вектора относительного перемещения $\Delta \boldsymbol{u}$ двух точек поверхности, находящихся на расстоянии $\Delta \boldsymbol{y}$ = 60

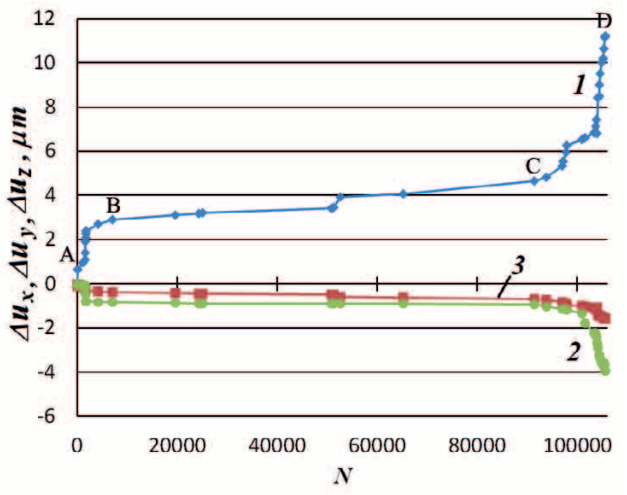


Рис. 1. Зависимости компонент вектора $\Delta \boldsymbol{u}$ от числа циклов N: 1- Δu_y, 2- Δu_x, 3-Δu_z.

мкм. Кривые получены в области зарождения усталостной трещины. На участке кривой AB локальная растягивающая деформация $\Delta u_y/\Delta \boldsymbol{y}$ порядка 10^{-2} резко возрастает, затем вследствие ползучести медленно увеличивается до значения в точке C. В точке C механизмы ползучести исчерпываются, материал области начинает деформироваться не путем изменения формы, а объема. Начинается генерация пор, микропор, микротрещин, материал переходит на стадию деформационного разупрочнения. Данный переход можно четко наблюдать по началу «кипения» спеклов в сопряженной области спеклового изображения объекта. В промежутке CD деформация резко возрастает до значений порядка 10^{-1}, приближаясь к 100%. Одновременно сопротивление участка деформированию, т.е. максимально выдерживаемое напряжение постепенно с максимального значения в точке C уменьшается до нуля в точке D, в этот момент путем объединения дефектов образуется макротрещина. На рис.3 приведен типичный трехмерный профиль участка поверхности вблизи усталостной трещины, демонстрирующий разрыхление материала микротрещинами.

Отметим, что аналогичные процессы имеют место при мало-, и гига-цикловой усталости. При мало-цикловой усталости из-за большой амплитуды цикла сразу на нескольких участках материал переходит на стадию деформационного разупрочнения. Окончательное разрушение происходит путем объединения макротрещин. В условиях гига-цикловой усталости регистрируются такие же кривые, как и на рис.1, существенно меняется лишь масштаб горизонтальной оси графиков.

Таким образом, в процессе усталости малой области среды постепенно происходит кардинальное изменение ее физических свойств: плотности, электро- и магнитного сопротивления, модулей упругости, скорости ультразвука и т.д. На основе данного факта в статьях [5-8] был предложен метод оценки остаточного ресурса детали. Зная предельное значение указанных физических величин в момент зарождения трещины, контролируя скорость их изменения, можно оценить время до старта трещины.

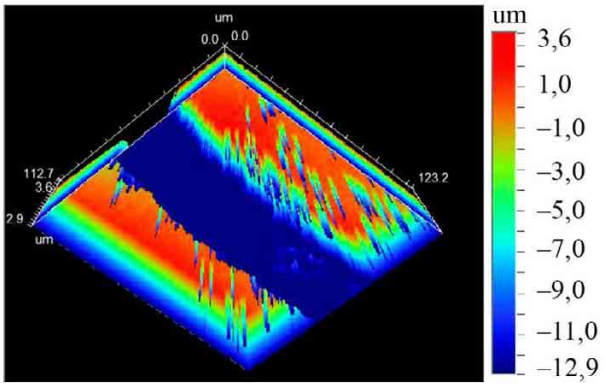


Рис. 2. Трехмерный рельеф поверхности вблизи берегов усталостной трещины, зарегистрированный интерференционным профилометром Wyko NT-1100

Полученные данные объясняют причину локализации деформаций при много- цикловой усталости на участках размером порядка 10 мкм. Так как при много- цикловой усталости объектов типичных размеров, абсолютные и относительные перемещения точек это микроны, то деформации порядка 10^{-1} вынуждены локализоваться в области порядка 10 мкм.

Поскольку расположение этой области случайное, то датчиком размером порядка 10 мкм обнаружить эту область маловероятно. Поэтому в статьях [5-7] было предложено создавать методы контроля и диагностики нового поколения на основе датчиков матричного типа с размерами ячеек порядка 10 мкм. В качестве первого шага в этом направлении в рамках работы [9] были разработаны и с использованием лазерных технологий изготовлены линейки миниатюрных тензо- датчиков и термопар размером 50 мкм. В настоящее время идет их сборка и подготовка к испытанию в условиях много- цикловой усталости. Одновременно разрабатываются линейки миниатюрных вихре-токовых датчиков, а также микролазеров для бесконтактной генерации и регистрации ультразвуковых волн с длиной волны порядка 10 мкм. Линейки (в перспективе матрицы) микролазеров предполагается использовать в двух вариантах: 1) генерация поверхностной

ультразвуковой волны Релея и 2) зондирование среды внутри детали толщиной до 100 мм. Генерацию УЗ волн предполагается осуществлять импульсными микролазерами, а регистрацию – непрерывными микролазерами и точечными фотоприемниками с использованием нового механо-оптического эффекта. В докладе обсуждаются особенности предполагаемого использования указанных датчиков.

Обсуждаются также результаты лабораторного эксперимента по использованию нового механо-оптического эффекта для определения в режиме реального времени деформаций вращающейся турбинной лопатки в условиях возбуждения в ней резонансных колебаний. Рассматриваются также возможности нового оптического метода для оценки усталостной деградации деталей после полета летательного аппарата в экстремальных условиях.

3 Заключение

На основе полученных в работе данных можно сделать следующие выводы:

1. На основе нового механо- оптического эффекта создан новый оптический метод определения деформаций на минимальной базе порядка 1 мкм.

2. С использованием данного метода выявлен единый механизм деградации материалов при мало-, много-, и гига-цикловой усталости.

3. Не регистрация современными методами контроля много-, и гига-цикловой усталости связана с большим размером области усреднения регистрируемых величин (порядка 1-100 мм), в то время как гигантские усталостные эффекты локализуются в областях размером порядка 10 мкм.

4. Обосновано техническое зрение остаточного ресурса деталей, основанное на использовании датчиков матричного типа с размерами ячеек порядка 10 мкм, сделаны первые шаги для его реализации.

5. Указанное техническое зрение целесообразно использовать при разработке новых изделий и после эксплуатации деталей в экстремальных условиях.

Автор благодарит студентов и сотрудников кафедры физических методов и приборов контроля УрФУ, сотрудников ИМАШ УрО РАН, НОЦ УрФУ (г. Екатеринбург), лазерного института ИТМО и центра фотоники и оптоэлектроники ИТМО (г. Санкт-Петербург), принявших участие в проделанной работе.

Список использованных источников

[1] A. P. Vladimirov. Dynamic speckle-interferometry of micro-displacements. AIP Conference Proceedings, 2012, Vol. 1457. – P. 459–468.

[2] A. P. Vladimirov. New shearography: theory, experiments, and some applications. Diagnostics, Resource and Mechanics of materials and structures, 2025, Iss. 1. – P. 268–293.

[3] A. P. Vladimirov, N. A. Drukarenko, K. E.Myznov. Using Speckle Images for Determining the Local Plastic Strains Arising at High-Cycle Fatigue of 09G2S Steel. Technical Physics Letters, 2021, Vol. 47, No. 8, - P. 773–776.

[4] A. P. Vladimirov, I. S. Kamantsev, N. A. Drukarenko, V. N. Trishin, L. A. Akashev, A. V. Druzhinin. Assessing fatigue damage in organic glass using optical methods. Optics and Spectroscopy, 2019,Vol. 127. – P. 943–953.

[5] А.П. Владимиров. Спекл-диагностика деградации сплава Д16 при одно-, мало-, много-, и гига-цикловом нагружении. Машиностроение: сетевой электронный научный журнал. – 2024. – Т.11, №3. – С. 73-77.

[6] А.П.Владимиров, И.С.Каманцев, Н.А.Друкаренко, К.Е. Мызнов, К.В. Наумов. Сравнение результатов применения двух спекловых методов изучения многоцикловой усталости конструкционной стали. Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики, 2024,Т. 24, № 1. - С. 20–29.

[7] А.П.Владимиров. Динамическая спекл-диагностика деформаций, повреждений и ресурса деталей машин. Машиностроение: сетевой электронный научный журнал. 2023, Т.10, №4. – С. 3-7.

[8] A. Vladimirov, D. Sedov, Y. Prokhorova. To the development of a high-cycle fatigue sensors and vision systems. IEEE Xplore: 2024 International Russian Automation Conference (RusAutoCon) Sochi, Russian Federation, 2024. - P. 205-209.

[9] Д.С. Седов. Разработка миниатюрных датчиков многоцикловой усталости. Дипломная работа. УрФУ, 2025. – 78с.

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛАЗЕРНОГО УЛЬТРАЗВУКА ПРИ КОНТРОЛЕ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

М.А. Орлов, А.А. Карабутов, С.Н. Паршин, М.Г. Федин
ООО «Кинетика», г. Москва

Представлены возможности использования приборов на основе оптоакустического эффекта, генерирующие лазерную ультразвуковую волну высокой частоты (свыше 10 МГц). Рассмотрено использование лазерно-ультразвуковых приборов при контроле изделии из металлических и композиционных материалов на примере образцов материалов из многослойных полимерных композиционных и металлических материалов. Показано возможность обнаружения дефектов размером от 15 мкм, областей с отличным от основного материала напряженным состоянием. Представлена серия приборов с уникальными техническими характеристиками и различные варианты преобразователей позволяющие проводить исследование материалов и конструкций практически любой конфигурации и толщины применительно к конструкции современных газотурбинных двигателей.

THE OPPORTUNITIES OF LASER ULTRASOUND IN THE CONTROL OF PARTS AND ASSEMBLIES OF MODERN AIRCRAFT ENGINES

M.A. Orlov, A.A. Karabutov, S.N. Parshin, M.G. Fedin
LLC "Keenetica", GR. Moscow

The opportunities of the devices based on the optoacoustic effect that generate a high-frequency laser ultrasonic wave (over 10 MHz) are presented. The use of laser-ultrasonic devices in the control of products made of metal and composite materials are shown. The possibilities of detecting defects with a size of 15 microns or more and areas with a stress state different from the base material are noted. A series of devices with unique technical characteristics and various transducers are presented, and shown the possibility of their usage in study of materials and assemblies of almost any configuration and thickness in relation to the design of modern gas turbine engines.

1 Введение

Оценка повреждаемости в процессе эксплуатации изделий авиационной техники является технически и методически сложной и в настоящей момент решена лишь косвенно путем фактографического исследования разрушенных образцов материалов, например в [1], где рассматривается вопрос образования малых областей локализации пластической деформации и последующему образованию в этих областях трещин усталости. Глобальные работы в области определения этих областей и выявления начальных стадий образования трещин не проводились ввиду недостаточной чувствительности существующего оборудования. Например, в металлах определено, что начальная стадия условно стабильной трещины составляют от 20 до 100 мкм [2]. Своевременное выявление повреждений на начальных стадиях существующими методами, такими, как например вихретоковыми или ультразвуковыми, особенно в полимерных композиционных материалах не представляется возможным.

Другой проблемой при конструировании авиационных двигателей являются остаточные напряжения на поверхностях обработанных деталей и узлов, которые могут стать очагом локализации пластической деформации, из-за превалирующих растягивающих напряжений в результате механической обработки [3] или, например при термической обработке [4].

Контроль напряженного состояния, образования малых трещин и их отслеживание, а также определение дефектов производства изделий из полимерно-композиционных материалов, предназначенных для использования в двигателестроении, является одной из важных проблем в том числе, применительно к расчету ресурсов конечных изделий, а также при контроле качества материалов.

2 Результаты

Определение и контроль напряженного состояния деталей и узлов представляет достаточно серьезную проблему, которая может приводить к некачественной работе и преждевременному разрушению, при этом одним из возможных методов неразрушающего контроля и оценки поверхностных и объемных

напряжений в настоящем докладе предлагается оптоакустика (лазерный ультразвук) [5,6]. Одновременно с этим контроль образования малых трещин размером от 15 мкм в металлических и полимерных конструкциях и исследования процессов их развития может быть также реализован методами оптоакустики с помощью приборов типа «Кинетик ЛУС-01/УДЛ-2М», в которых формируемая плоская продольная волна частотой свыше 10 МГц обладает сопоставимой длинной волны, что отмечается в работах [7, 8]. В настоящий момент авторы полагают что скорость упругой звуковой волны в материалах может быть определена с высокой точностью лишь методами оптоакустки, а само значение скорости такой волны предлагается считать новой характеристикой материала. Так, высокая чувствительность метода и приборов его реализующих позволяют фиксировать совсем малые отклонения скоростей и строить карту распределения скоростей упругой волны по всему объему исследуемого объекта.

3 Заключение

Такими образом, в докладе показано, что за период существования приборов на основе оптоакустического эффекта, как сами приборы, так и методика работы с ними претерпели ряд существенных изменений. К настоящему времени в ООО «Кинетик» имеется опыт отслеживания образования трещин усталости, определения или оценке с высокой степенью точности напряженно-деформирования состояния, а также выявления дефектов размером от 15 мкм, на толщинах сопоставимых с размером (толщиной сечения) металлических и полимерных композиционных деталях современных авиационных двигателей и сопутствующих конструкций (мотогондола, кожухи, корпуса, сварной блок дисков и т.д.). Представлены технические характеристики современных приборов серии «Кинетик ЛУС-01/УДЛ-2М» разработки ООО «Кинетик» в сравнении с существующими методами, варианты преобразователей, обеспечивающие исследование и контроль материалов и конструкций в сложно доступных местах.

Список использованных источников

[1] Шанявский А.А., Солдатенков А.П. НОВЫЕ ПАРАДИГМЫ В ОПИСАНИИ УСТАЛОСТИ МЕТАЛЛОВ //Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. 2019. № 1. С. 198-209.;],

[2] Туманов Н.В. Устойчивый рост усталостных трещин: микромеханизм и математическое моделирование. Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2018;84(11):52-69. https://doi.org/10.26896/1028-6861-2018-84-11-52-69

[3] М Ш. Нихамкин, Л В. Воронов, И П. Конев Влияние эксплуатационных повреждений и объемных остаточных напряжений на усталостную прочность и сопротивление развитию трещин в лопатках компрессоров // Вісник двигунобудування. 2006. №3. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/vliyanie-ekspluatatsionnyh-povrezhdeniy-i-obemnyh-ostatochnyh-napryazheniy-na-ustalostnuyu-prochnost-i-soprotivlenie-razvitiyu (дата обращения: 27.05.2025)

[4] Кашапов О.С., Павлова Т.В., Лукина Е.А., Калашников В.С., Валиахметов С.А. ВЛИЯНИЕ ПОСЛЕСВАРОЧНОЙ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА РАБОЧИХ КОЛЕС ИЗ СПЛАВА МАРКИ ВТ41 \\Материаловедение. 2019. № 5. С. 3-9.

[5] Karabutov A.A., Savateeva E.V., Simonova V.A., Mironova E.A., Zharinov A.N., Pichkov S.N., Shishulin D.N. LASER-ULTRASONIC STUDY OF RESIDUAL STRESSES IN PIPES MADE OF AUSTENITIC STEELAcoustical Physics. 2019. Т. 65. № 3. С. 307-315.

[6] Suslov O.A., Novikov A.A., Karabutov A.A., Podymova N.B., Simonova V.A. USE OF ACOUSTOELASTICITY EFFECT WITH APPLICATION OF LASER SOURCES OF THE ULTRASOUND FOR CONTROL OF THE STRESS STATE OF RAILBARS OF THE CONTINUOUS WELDED RAILS \\International Journal of Applied Engineering Research. 2015. Т. 10. С. 41121.]

[7] Соколовская Ю.Г., Подымова Н.Б., Карабутов А.А. ЛАЗЕРНЫЙ ОПТИКО-АКУСТИЧЕСКИЙ МЕТОД ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ НАРУШЕНИЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ СТРУКТУРЫ УГЛЕПЛАСТИКОВ// В сборнике: Сборник Трудов XXXIV сессии Российского акустического общества. Сборник трудов сессии. Москва, 2022. С. 1199-1205.

[8] Зарубин В.П., Бычков А.С., Карабутов А.А., Симонова В.А., Кудинов И.А., Черепецкая Е.Б. ПРОФИЛОМЕТРИЯ ТВЕРДЫХ ТЕЛ С ПОМОЩЬЮ ЛАЗЕРНОЙ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ТОМОГРАФИИ В РЕАЛЬНОМ МАСШТАБЕ ВРЕМЕНИ // Вестник Московского университета. Серия 3: Физика. Астрономия. 2018. № 1. С. 76-83.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ ВДОЛЬ ПЕРА ЛОПАТКИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ ИЗ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО СПЛАВА

И.Х. Бадамшин
УУНиТ, Уфа,

Получены результаты моделирования неравномерного нагрева вдоль пера лопатки турбины. В корневом сечении лопатки температурное напряжение составило 49 МПа. По допущениям одномерной модели, используемой в настоящее время, оно не учитывается, т.к. считается, что в продольном направлении температурные деформации и напряжения взаимно компенсируются. Подобные допущения заложены и в некоторых программных комплексах, использующих метод конечных элементов.

Рассмотрен переход в модели поведения материала от гипотезы сплошности среды к учету сил межатомного взаимодействия. Такой подход позволяет рассчитывать внутренние напряжения, возникающие при изменении температуры. В частности, при продольном равномерном и неравномерном нагреве стержня (или 1D-модели лопатки).

Данные исследования приведены для обсуждения и дальнейшей проработки.

MODELING OF THERMAL STRESSES ALONG THE AIRFOIL OF A GAS TURBINE BLADE MADE FROM A SINGLE-CRYSTAL ALLOY

I.Kh. Badamshin
Ufa University of Science and Technology, Ufa

The results of modeling non-uniform heating along the turbine blade feather are obtained. In the root section of the blade, the temperature stress was 49 MPa. According to the assumptions of the one-dimensional model currently used, it is not taken into account, since it is believed that in the longitudinal direction, temperature deformations and stresses are mutually compensated. Similar assumptions are also included in some software packages using the finite element method. The transition in the material behavior model from the hypothesis of medium continuity to taking into account the forces of interatomic interaction is considered. This approach allows calculating internal stresses that arise when the temperature changes. In particular, with longitudinal uniform and non-uniform heating of the rod (or 1D model of the blade). The research data are presented for discussion and further development.

1 Введение

В конструкции авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) температурные напряжения могут достигать значительных величин. Поэтому актуальность их моделирования не вызывает сомнений.

Существующие методы расчета температурных напряжений используют положения теории упругости. Она, в свою очередь, основана на гипотезе сплошности среды.

В частности, стержневая теория (1D-моделирование) используется на начальных этапах конструктивного проектирования и не теряет актуальности на сегодняшний день. Необходимо отметить, что 3D-моделирование применяется в основном на завершающих этапах проектирования и является поверочным расчетом.

В одномерной стержневой теории предполагается, что при нагреве и деформации лопатки сечения остаются плоскими [1].

Необходимо отметить, что в обосновании гипотезы плоских сечений предполагается следующее [2].

Стержень имеет постоянное сечение с постоянными силовыми факторами по длине.

Температура материала стержня одинакова по всей длине, но может быть различной в точках поперечного сечения.

Если внешние факторы нагружения постоянны по всей длине стержня, то, за исключением концевых областей напряжения и деформации не будут зависеть от продольной координаты.

Эта гипотеза не соблюдается при наличии поперечной нагрузки. В этом случае она является приближенным методом. Часто в инженерных расчетах решение, строго доказанные при определенных ограничениях, успешно используют за пределами таких ограничений, если возникающие погрешности оказываются второстепенными [2].

Исходя из сказанного, складываются, в частности, следующие *допущения*, принятые в практике расчётов температурных напряжений: основой модели поведения материала является гипотеза сплошности среды; тепловое удлинение свободного незакреплённого стержня (балки) не вызывает температурных напряжений; равномерный нагрев консольного закреплённого стержня (балки) не вызывает температурных напряжений;

неравномерный нагрев консольного закреплённого стержня (балки) не вызывает температурных напряжений вдоль стержня, так как они взаимно компенсируются. Температурные напряжения возникают только в поперечном направлении.

Действительно, в учебниках по сопротивлению материала указано в частности, следующее.

«При нагреве на Δt консольно закрепленного стержня удлинение составит

$$\Delta L = \alpha \cdot L \cdot \Delta T \qquad (1)$$

где ΔL – удлинение стержня; α – коэффициент теплового расширения материала; L – длина стержня; ·ΔT – изменение температуры.

«Так как препятствия к удлинению стержня нет, то никакие внутренние силы в нем не возникнут» [3].

Подобные допущения заложены и в методе конечных элементов (МКЭ). В частности, в пакете программ «Ansys». Получен следующий результат. Неравномерный нагрев приводит к равномерному (линейному) удлинению. Поскольку температурной деформации не возникает, то напряжение равно нулю. В данном примере – $4{,}5 \cdot 10^{-6}$ МПа. . Значение напряжений в заделке не учитывается, поскольку она абсолютно жёсткая. Данный результат подтверждает наличие п.п.1-4 допущений в МКЭ. В действительности температурные напряжения имеют место, но они не учитываются.

2 Математическая модель

В результате обзора существующих методов возникает задача учета температурных напряжений, которые не рассматриваются в перечисленных выше допущениях.

В области упругих деформаций температурные напряжения определяются по формулам

$$\sigma = E \cdot \varepsilon_t. \qquad (2)$$

$$\varepsilon_t = \alpha \cdot \Delta t. \qquad (3)$$

Для решения задачи требуются справочные данные по свойствам материалов. В частности, эпюра распределения температуры газа вдоль пера лопатки имеет следующий вид [1], **рис.1**

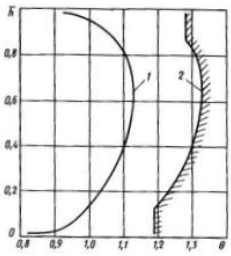


Рис.1 Эпюра радиального распределения температуры газа на входе в турбину [1].

Вследствие чего, возникает неравномерность температуры вдоль пера лопатки.

На **рис.2** приведена, используемая в настоящее время, схема термического расширения неодинаково нагретых двух участков тела в поперечном направлении.

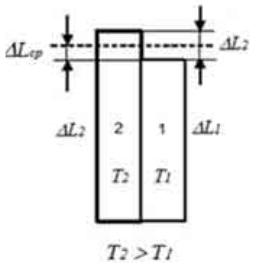


Рис.2 Термическое расширение неодинаково нагретых двух участков тела [2].

Как видно из **рис.2** результатом такого взаимодействия является среднее удлинение тела, обозначенное пунктиром.

Для определения температурной деформации в направлении неравномерного распространения температуры (вдоль пера лопатки) модель, приведенная в работе [2] преобразована в следующий вид (**рис. 3**).

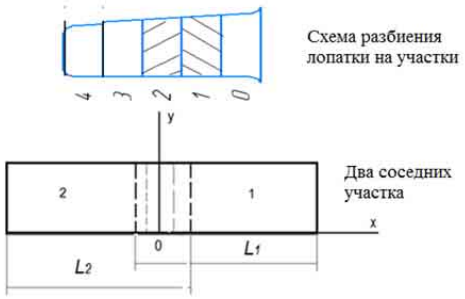


Рис.3 Схема одноосного деформирования при неодинаковом нагреве участков 1 и 2 (L1≠ L2, т.к. T1≠ T2)

Средняя результирующая величина деформации $\varepsilon_{результ}$ в соответствии со схемой одноосного расширения (соответственно, удлинения) при неодинаковом нагреве участков 1 и 2 тела определяется по формуле

$$\varepsilon_{результ} = \varepsilon_1 /2 + (-\varepsilon_2 /2), \qquad (4)$$

где $\varepsilon_1/2$ – средняя деформация первого участка; $\varepsilon_2 /2$ – средняя деформация второго участка.

Таким образом, на **рис.3** результирующая деформация и, соответственно, напряжение отличны от нуля, так как величины деформаций участков 1 и 2 различны. Но в допущении п.4 они не учитываются, так как предполагается, что они взаимно компенсируются. Исходные данные и результаты расчёта одноосного температурного нагружения сведены в таблицы1 и 2.

Табл.1 Исходные данные

№ сечения	$t_д$, С	$\alpha \cdot 10^6$, $К^{-1}$	E, ГПа
5	875	18,5	144
4	882	18,7	142
3	906	19,5	138
2	888	19,1	139
1	879	18,6	142
0	870	18,3	144

Табл.2 Результаты расчёта

№ сечения	$\Delta t_{л}$, С	$\Sigma\varepsilon_t$	σ, МПа
5	0	0	0
4	-7	$-0{,}065\cdot10^{-3}$	-9,5
3	-24	$-0{,}235\cdot10^{-3}$	-33,0
2	18	$0{,}175\cdot10^{-3}$	24,0
1	9	$0{,}260\cdot10^{-3}$	36,0
0	9	$0{,}345\cdot10^{-3}$	49,0

Таким образом, в корневом сечении лопатки температурное напряжение составляет 49 МПа. Но оно не учитывается по модели, используемой в настоящее время на практике.

При переходе в модели поведения материала от гипотезы сплошности среды к учету сил межатомного взаимодействия необходимо отметить следующее.

Физической сущностью упругости является электростатическое взаимодействие между атомами кристаллической решетки [4]. Поэтому вследствие расширения кристаллической решетки возникают кулоновские силы сопротивления внешнему воздействию. В свою очередь, наличие сил определяет возникновение напряжений.

Таким образом, и в случае равномерного нагрева свободного незакреплённого тела (например, лежит на столе) в нём возникают напряжения.

Пример расчёта монокристалла.

Период кристаллической решётки a0 **бездефектного** монокристалла Nb увеличился вследствие нагрева.

При температуре 433 К период кристаллической решетки изменился на величину $5{,}8\cdot10^{-13}$ м, деформация кристаллической решетки при этом составила $1{,}75\cdot10^{-3}$. При данной температуре модуль упругости Nb составляет 97,6 ГПа. Тогда напряжение, вызванное кулоновскими силами сопротивления, составляет 171 МПа. Соответственно при температуре 1073 К – напряжение составляет 451 МПа.

Результаты расчёта 171 МПа и 451 МПа относятся к теоретической прочности **бездефектного** монокристалла. В реальных сплавах с **дефектами** кристаллической решётки, имеет место релаксация напряжений. Однако этот пример показывает, что в результате теплового расширения кристаллической решетки возникает внутреннее напряжение.

Таким образом, в стержне будут возникать напряжения. В том числе и при равномерном нагреве.

Для монокристаллических **жаропрочных сплавов** имеет место анизотропия свойств. Используя модель поведения материала, которая учитывает силы межатомного взаимодействия, можно получить температурные зависимости модуля упругости и коэффициента теплового расширения расчетным путем [5], **рис.4.**

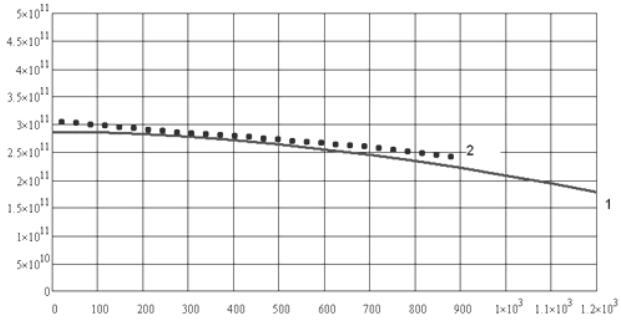


Рис.4. Расчётные 1 и экспериментальные 2 (точки на графике[6]) значения модуля упругости для **ЖС36 моно** в направлении ⟨111⟩.

Однако для расчета МКЭ вместо модуля упругости E используются упругие константы. Имея температурные зависимости (**Рис.4**), можно выполнить перерасчет от модулей упругости к упругим константам в зависимости от температуры.

3 Заключение

1. Получены результаты моделирования неравномерного нагрева вдоль пера лопатки турбины. В корневом сечении лопатки температурное напряжение составляет 49 МПа. По допущениям одномерной модели, используемой в настоящее время, оно не учитывается, т.к. считается, что в продольном направлении температурные деформации взаимно компенсируются. Подобные допущения заложены и в некоторых программных комплексах, использующих метод конечных элементов.

2. Рассмотрен переход в модели поведения материала от гипотезы сплошности среды к учету сил межатомного взаимодействия. Такой подход позволяет рассчитывать внутренние напряжения, возникающие при изменении температуры. В частности, при продольном равномерном и неравномерном нагреве стержня (или 1D-модели лопатки).

3. В методе конечных элементов в качестве исходных данных используются упругие константы. Последние не всегда доступны в справочной литературе для жаропрочных монокристаллических сплавов. Однако температурные зависимости модуля упругости можно получить расчетным путем [5].

Список **использованных источников**

[1] Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / С.А. Вьюнов, Ю.И. Гусев, А.В. Карпов и др.: Под общ. ред. Д.В. Хронина. - М.: Машиностроение, 1989, - 568с.

[2] И.А. Биргер, Р.Р. Мавлютов Сопротивление материалов: учебное пособие. –М.: Наука, 1986. – 560 с. ил.

[3] Атапин В.Г. и др. Сопротивление материалов: учебник - Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2006.- 556с.

[4] Ч. Киттель Элементарная физика твердого тела. М., Наука, 1965.

[5] Бадамшин И.Х. От четырёх к одному. Силы внутриатомного взаимодействия и прочность материалов: монография. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Издательский дом Академии естествознания, 2016. –134 с.

[6] Ю. А. Ножницкий, Е. Р. Голубовский Обеспечение прочностной надёжности монокристаллических рабочих лопаток высокотемпературных турбин перспективных ГТД // Научные идеи С. Т. Кишкина и современное материаловедение: тр. Международ.науч.-техн. конф. М.: ВИАМ, 2006. 378 с

МЕТОД РАСЧЁТА РЕЛАКСАЦИИ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЁННОМ ВРАЩАЮЩЕМСЯ ЦИЛИНДРЕ С ПОЛУКРУГЛЫМ НАДРЕЗОМ В УСЛОВИЯХ ПОЛЗУЧЕСТИ

В.Е. Глебов[1]
[1] СамГТУ, Самара

Предложен численный метод расчёта релаксации остаточных напряжений во вращающемся поверхностно упрочнённом цилиндре с полукруглым надрезом при ползучести. Выполнен ряд вариативных расчётов для цилиндров из сплава ЭИ698 при различных радиусах надрезов и скоростях вращения, при этом надрезы располагались на расстоянии 2 или 75 мм от жестко закреплённого торца. Релаксация напряжений рассчитывалась на временной базе в 100 часов. Закон ползучести при температуре 700 °С был получен на основе теории течения по экспериментальным данным для сплава ЭИ698. Наблюдается значительный уровень сжимающих остаточных напряжений после температурно-силовой разгрузки цилиндров на их поверхности, свидетельствующий об эффективности упрочняющей обработки.

A METHOD FOR CALCULATING THE RELAXATION OF RESIDUAL STRESSES IN A SURFACE-HARDENED ROTATING CYLINDER WITH A SEMICIRCULAR INCISION UNDER CREEP CONDITIONS

V.E. Glebov[1]
[1] SSTU, Samara, Russia

A numerical method is proposed for calculating the relaxation of residual stresses in a rotating surface-hardened cylinder with a semicircular incision during creep. A series of variable calculations were performed for cylinders made of EI698 alloy with different incision radii and rotational speeds, with the incisions located at a distance of 2 and 75 mm from a rigidly fixed face. Stress relaxation was calculated on a time base of 100 hours. The creep law at a temperature 700 °C was obtained on the basis of the flow theory based on experimental data for the EI698 alloy. There is a significant level of compressive residual stresses after temperature and force unloading of the cylinders on their surface, indicating the effectiveness of the hardening treatment.

1 Введение

Одной из важнейших задач современного авиадвигателестроения является повышение ресурса деталей и конструкционных элементов. Удовлетворить этот запрос позволяет применение технологии поверхностного пластического деформирования (ППД) – штатной процедуры в машиностроении, которая приводит к повышению ряда характеристик износостойкости деталей [1-6].

Поскольку детали в авиадвигателях работают при достаточно высоких температурах, не менее важным представляется изучить их напряжённо-деформированное состояние (НДС) в процессе эксплуатации, так как повышение температуры сопровождается проявлением реологических свойств материала и остаточные напряжения (ОН), обуславливающие полезный эффект упрочняющей обработки, имеют свойство релаксировать.

Отдельного рассмотрения заслуживает задача о релаксации напряжений при высокотемпературной ползучести в цилиндрах с различного рода дефектами – надрезами различной формы, которые могут быть предусмотрены начальной геометрической конфигурацией детали или её конструкционными особенностями или приобретены деталью в процессе эксплуатации при повреждениях различного рода (ударные воздействия в авиационных двигателях от предметов внешней среды).

В связи с вышеизложенным, цель настоящей работы – разработать метод расчёта релаксации полей ОН при высокотемпературной ползучести во вращающемся цилиндре с полукруглым надрезом – концентратором напряжений.

2 Постановка задачи

В цилиндрической системе координат рассматривается вращающийся вокруг оси A_1A_2 со скоростью $\omega = \{1500, 2000\}$ об/мин цилиндр радиуса $r = a = 3.76$ мм с образующей длиной $L = 150$ мм из сплава ЭИ698 при температуре 700 °С в течение 100

часов (см. рис. 1). Боковая поверхность цилиндра подверглась опережающему поверхностному пластическому деформированию (ОППД), а затем на поверхность цилиндра был нанесен надрез полукруглого профиля радиуса $\rho = \{0.1, 0.3\}$ мм на расстоянии $z = \{2, 75\}$ мм от консольно закрепленного торца (см. рис. 1). Параметры $R_1 = 517$ мм, $R_2 = 667$ мм (соответствуют длине лопатки L и радиусу диска R_1 одной из ступеней газотурбинного двигателя). Модуль упругости ЭИ698 при $T = 20$ °C – $E = 203$ ГПа, при $T = 700$ °C – $E = 152$ ГПа. Коэффициент Пуассона $\mu = 1/3$ и полагается не зависящим от температуры. Требуется рассчитать релаксацию ОН в области надрезов.

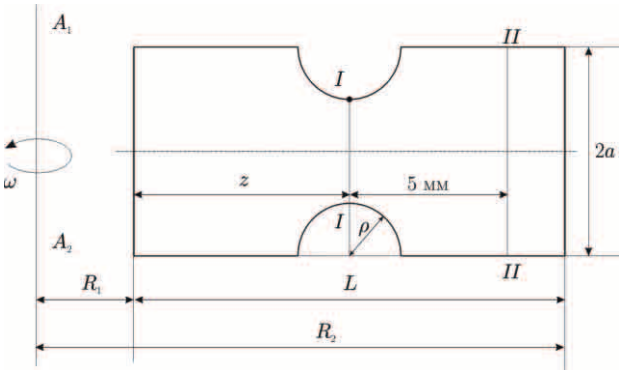


Рис. 1. Схематическое изображение цилиндра с полукруглым надрезом

2 Математическая модель

Для реконструкции НДС после ОППД в гладком бездефектном образце предлагается следующая феноменологическая модель [7]:

$$\sigma_\theta(r) = \sigma_0 - \sigma_1 \exp\left(-\frac{(a-r)^2}{b^2}\right), \quad (1)$$

$$\sigma_r(r) = \sigma_0 - \sigma_1 \frac{b\sqrt{\pi}}{2r}\left[\operatorname{erf}\left(\frac{a}{b}\right) - \operatorname{erf}\left(\frac{a-r}{b}\right)\right], \quad (2)$$

$$q_\theta(r) = \frac{1-2\mu}{E(1+\mu)r^{\frac{3}{1+\mu}}}\int_0^r z^{\frac{2-\mu}{1+\mu}}\left[\sigma_r(z) + 2\sigma_\theta(z)\right]dz - \frac{(1-\mu)\sigma_\theta(r) - \mu\sigma_r(r)}{E}, \quad (3)$$

$$q_z = q_\theta, \; q_r = -2q_\theta \quad (4)$$

$$\varepsilon_z^0 = \frac{2}{a^2}\int_0^a r\left\{q_z(r) - \frac{\mu}{E}\left[\sigma_r(r) + \sigma_\theta(r)\right]\right\}dr, \quad (5)$$

$$\sigma_z(r) = E(\varepsilon_z^0 - q_z(r)) + \mu(\sigma_r(r) + \sigma_\theta(r)), \quad (6)$$

где $q_i = q_i(r)$, $\sigma_i = \sigma_i(r)$ $(i = r, \theta, z)$ – компоненты тензоров пластических деформаций и ОН соответственно.

Идентификация параметров модели производилась по экспериментальной эпюре компоненты $\sigma_\theta = \sigma_\theta(r)$ [8] с использованием функции ошибок $\operatorname{erf}(x) = \int_0^x \exp(-t^2)dt$. Их значения следующие [7]: $\sigma_0 = 11.6$ МПа; $\sigma_1 = 611.6$ МПа; $b = 0.08$ мм.

Закон ползучести был получен по экспериментальным данным деформации ползучести для сплава ЭИ698 [8] на основе теории течения:

$$\dot{p}(t) = S(\sigma)\tau(t). \quad (7)$$

После аппроксимации обеих функций в (7) степенными зависимостями с использованием метода наименьших квадратов для определения их параметров, получено аналитическое выражение деформации ползучести в виде

$$p(t) = 4.78 \cdot 10^{-24}\sigma^{7.25}t^{0.63}. \quad (8)$$

Далее в соответствии с методом расчёта по первоначальным деформациям пластические остаточные деформации моделируются температурными с использованием соотношений вида

$$q_i = \alpha_i(T(r))(T(r) - T),$$

где $\alpha_i = \alpha_i(r)$ $(i = r, \theta, z)$ – коэффициенты температурного расширения, T – начальное значение температуры, а температурное поле $T = T(r)$ может быть задано, вообще говоря, произвольным образом. Это позволяет свести задачу восстановления НДС в цилиндре после упрочнения к задаче фиктивной термоупругости, которая решается численно МКЭ. При этом для гладкого цилиндра наблюдается практически полное совпадение диагональных компонент тензора ОН, полученных численно и на основе феноменологической модели (1)-(6). При этом недиагональные компоненты отличаются от нуля на величины порядка 10^{-10} МПа, что свидетельствует об адекватности предложенной расчётной схемы и сходимости МКЭ. Отметим так же, что в сечении $II - II$, отстоящем от надреза на расстоянии 5 мм, данные для компонент тензоров ОН практически не отличаются от соответствующих данных для гладкого цилиндра (без надреза), что свидетельствует об адекватности предложенной расчётной схемы и сходимости МКЭ и для детали с надрезом.

Наконец, так же на основе МКЭ с использованием закона (8) решается задача релаксации ОН шагами по времени, после которого осуществляется силовая и температурная разгрузка.

3 Анализ результатов расчётов

В табл. 1 приведены значения компонент σ_θ и σ_z тензора ОН после ОППД (числитель) и после ползучести в течение 100 часов и температурно-силовой разгрузки (знаменатель) при различных

исходных параметрах (ρ , ω и z) на дне надреза. Как видно, при любых исходных данных после ползучести и снятия нагрузки на поверхности надреза имеются сжимающие ОН, что положительно характеризует ОППД. Отметим, что при определенных исходных параметрах (ρ , ω и z) остаточные напряжения сжатия на поверхности после «эксплуатации» цилиндра превышают (по модулю) соответствующие значения на поверхности надреза после ОППД. Это объясняется тем, что при приближении к «корневому» сечению величина напряжений, возникающих от нагружения, существенно возрастает. Например, при $z=2$ мм, $\omega=2000$ об/мин, $\rho=0.3$ мм она составляет порядка 800 МПа. Такой скачок напряжений способствует увеличению скорости релаксации напряжений, поэтому при снятии температурно-силовой нагрузки имеем большие по модулю ОН.

	$z=2$ мм			
	$\rho=0.1$ мм		$\rho=0.3$ мм	
	$\omega=1500$ об/мин	$\omega=2000$ об/мин	$\omega=1500$ об/мин	$\omega=2000$ об/мин
σ_θ	$\frac{-456.41}{-344.54}$	$\frac{-456.41}{-60.37}$	$\frac{-84.56}{-60.27}$	$\frac{-84.56}{-89.70}$
σ_z	$\frac{-760.67}{-519.41}$	$\frac{-760.67}{-136.31}$	$\frac{-151.72}{-259.71}$	$\frac{-151.72}{-480.47}$
	$z=75$ мм			
	$\rho=0.1$ мм		$\rho=0.3$ мм	
	$\omega=1500$ об/мин	$\omega=2000$ об/мин	$\omega=1500$ об/мин	$\omega=2000$ об/мин
σ_θ	$\frac{-455.55}{-327.02}$	$\frac{-455.55}{-342.97}$	$\frac{-88.57}{-69.52}$	$\frac{-88.57}{-96.81}$
σ_z	$\frac{-763.40}{-557.36}$	$\frac{-763.40}{-532.62}$	$\frac{-157.89}{-151.41}$	$\frac{-157.89}{-354.64}$

Табл. 1. Финишные значения компонент σ_θ и σ_z тензора ОН на дне надреза

В качестве примера на рис. 2 приведены данные в сечении $I-I$ (см. рис. 1) для компоненты σ_r тензора ОН при $\rho=0.1$ мм, $z=75$ мм, $\omega=2000$ об/мин, на рис. 3 – данные по релаксации для компоненты σ_θ при $\rho=0.1$ мм, $z=2$ мм, $\omega=2000$ об/мин, а на рис. 4 – данные по релаксации для компоненты σ_z при $\rho=0.3$ мм, $z=2$ мм, $\omega=2000$ об/мин. На графиках маркер 1 соответствует данным компоненты после ОППД, 2 – после нагружения массовыми силами от вращении со скоростью ω , 3 – после температурной нагрузки, 4 – после ползучести в течение 1 часа, 5 – после ползучести в течение 100 часов, 6 – после полной температурно-силовой разгрузки; $h=a-\rho-r$ в мм.

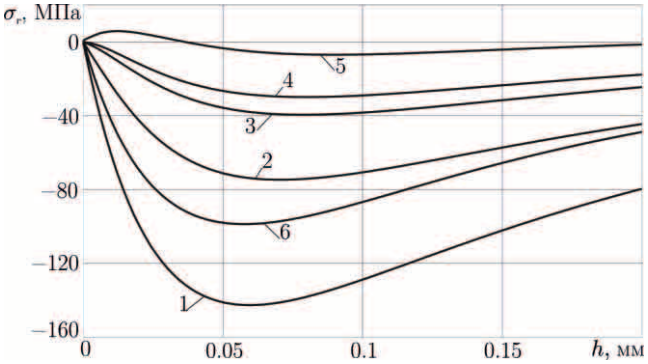


Рис. 2. Релаксация компоненты $\sigma_r=\sigma_r(r)$ тензора ОН в процессе ползучести в сечении $I-I$

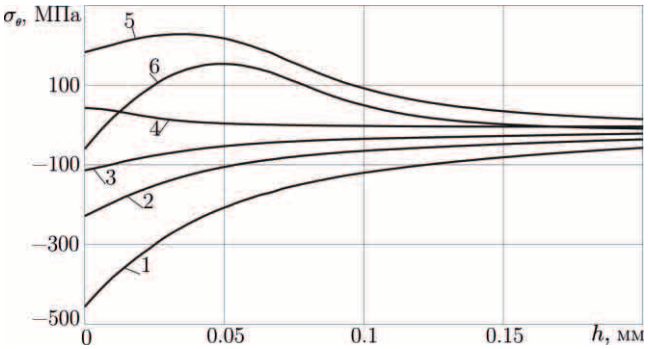


Рис. 3. Релаксация компоненты $\sigma_\theta=\sigma_\theta(r)$ тензора ОН в процессе ползучести в сечении $I-I$

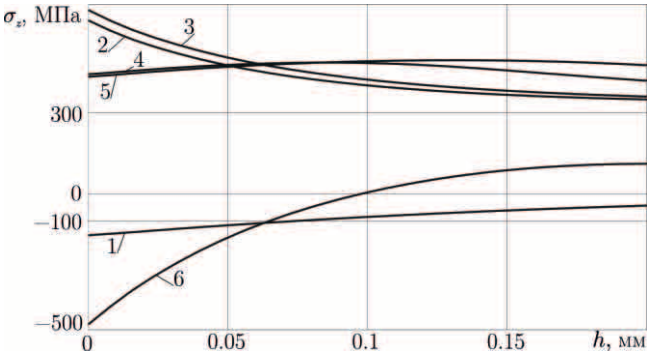


Рис. 4. Релаксация компоненты $\sigma_z=\sigma_z(r)$ тензора ОН в процессе ползучести в сечении $I-I$

Отметим, что при $z=2$ мм и $\omega=2000$ об/мин в приповерхностных слоях в надрезе наблюдается значительный уровень растягивающих окружных и осевых напряжений (рис. 3 и рис. 4) в надрезах обоих радиусов. Данный эффект не наблюдается при других комбинациях этих параметров. Причем, чем меньше радиус надреза, тем более тонким получается «остаточный» упрочненный слой. Таким образом, полезный эффект ОППД все больше нивелируется по мере приближения надреза к корневому сечению, увеличения угловой скорости вращения цилиндра и уменьшения радиуса цилиндра.

4 Заключение

В работе:

1) предложен метод расчёта релаксации остаточных напряжений в условиях ползучести во вращающемся цилиндре с полукруглым надрезом;
2) предложенный метод реализован для цилиндров из сплава ЭИ698 при различных радиусах надреза, угловых скоростях вращения и расположениях надреза;
3) показано, что после ползучести в течение 100 часов и снятия температурно-силовой нагрузки на поверхности надреза наблюдается значительный уровень сжимающих остаточных напряжений, что свидетельствует об эффективности ОППД.

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (РНФ 23-29-00434, Самарский государственный технический университет).

Список использованных источников

[1] Биргер И. А. Остаточные напряжения. М.: Машгиз, 1963. 232 с.

[2] Ножницкий Ю. А., Фишгойт А. В., Ткаченко Р. И., Теплова С. В. Разработка и применение новых методов упрочнения деталей ГТД, основанных на пластическом деформировании поверхностных слоев // Вестник двигателестроения, 2006. № 2. С. 8–16.

[3] Иванов С. И., Шатунов М. П., Павлов В. Ф. Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций, Т. 1. Куйбышев: КуАИ, 1974. С. 88–95.

[4] Радченко В. П., Кирпичев В. А., Лунин В. В. Влияние пневмодробеструйной обработки и термоэкспозиции на остаточные напряжения и предел выносливости образцов с надрезами из сплавов В95 и Д16Т // Вестник Самар. гос. техн. ун-та. Серия: Физ.-мат. науки, 2011. № 3 (24). С. 181–184.

[5] Takahashi K., Osedo H., Suzuki T., Fukuda S. Fatigue strength improvement of an aluminum alloy with a crack-like surface defect using shot peening and cavitation peening // Engineering Fracture Mechanics, 2018. vol. 193. pp. 151–161. doi: 10.1016/j.engfracmech. 2018.02.013.

[6] Радченко В. П., Морозов А. П., Лунин В. В. Исследование кинетики физико– механических параметров упрочнённых образцов из сплавов В95 и Д16Т вследствие температурных выдержек и многоцикловых усталостных испытаний // Вестник Самар. гос. техн. ун-та. Серия: Физ.-мат. науки, 2012. № 1 (26). С. 123–131.

[7] Радченко В. П., Саушкин М. Н. Ползучесть и релаксация остаточных напряжений в упрочнённых конструкциях. М.: Машиностроение-1, 2005. 226 с.

[8] В.П. Радченко, Ю.А. Еремин. Реологическое деформирование и разрушение материалов и элементов конструкций, Машиностроение-1 М., 2004, 264 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК НА ТЕРМОУСТАЛОСТНУЮ ДОЛГОВЕЧНОСТЬ МАТЕРИАЛА

В.В.Авруцкий[1], С.В.Воробьев[1], А.В. Зинин[2], А.В.Першин[1], А.Ш.Хамидуллин[1]
[1] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
[2]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) МАИ, Москва

В работе проведены экспериментальные исследования термоциклической долговечности литого никелевого жаропрочного сплава в условиях комбинированного нагружения. С использованием структурно-механической модели материала проведено численное моделирование и разработана методика оценки термоциклической долговечности в условиях совместного действия термоциклических и вибрационных нагрузок.комбинированного нагружения.

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF VIBRATION LOADS ON THE THERMAL FATIGUE LIFE OF THE MATERIAL

V.V.Avrutsky[1], S.V.Vorobyov[1], A.V. Zinin[2], A.V.Pershin[1], A.S.Khamidullin[1]
[1]CIAM, Moscow, Russia
[2]Moscow Aviation Institute (National Research University) MAI, Moscow

Experimental studies of the thermocyclic durability of a cast nickel heat-resistant alloy under combined loading conditions have been carried out. Numerical modeling was carried out using a structural and mechanical model of the material and a method was developed for evaluating thermocyclic durability under conditions of combined action of thermocyclic and vibration loads.combined loading.

1 Введение

Оценка долговечности деталей теплонапряженных конструкций ГТД связана с рассмотрением процессов неизотермического упругопластического деформирования и повреждаемости материала. С учётом характера изменений температуры эта задача оказывается нестационарной и должна решаться в циклической физически нелинейной температурно-временной постановке. Кроме этого, вибрационные нагрузки, являющиеся неизбежной динамической составляющей процесса функционирования деталей и механизмов, существенно влияют на способность материала деталей сопротивляться неизотермической малоцикловой усталости и приводят к заметному снижению термоциклической долговечности деталей.

Общепринятой моделью учета высокочастотной составляющей спектра нагружения является использование кумулятивных теорий накопления повреждений, в которых вибрационная нагрузка представлена в виде усталостного повреждения, соответствующего многоцикловому нагружению. Такой подход экспериментально обоснован для вибронагрузок достаточно большой амплитуды (более 100МПа), однако для малых амплитуд вибронагрузок, характерных, например, для лопаток турбин ГТД, суммирование повреждений не даёт приемлемого результата.

Одним из способов получения характеристик неизотермической малоцикловой усталости деталей является метод испытаний на термическую усталость с варьируемой жесткостью нагружения, предложенный Коффиным [1]. Этот метод позволяет имитировать термомеханическое нагружение материала, которое реализуется в наиболее нагретых объемах деталей вследствие температурных градиентов при интенсивных нестационарных тепловых воздействиях.

2 Испытательное оборудование

В ЦИАМ была разработана и изготовлена испытательная машина Коффиновского типа для проведения испытаний образцов из жаропрочных сплавов в условиях совместного действия термоциклических и вибрационных нагрузок [2]. Испытательная машина работает в резонансном режиме и позволяет проводить испытания на термоциклическую долговечность по заданному циклу, с приложением вибрационных нагрузок постоянной амплитуды и частоты вдоль оси образца (рис 1).

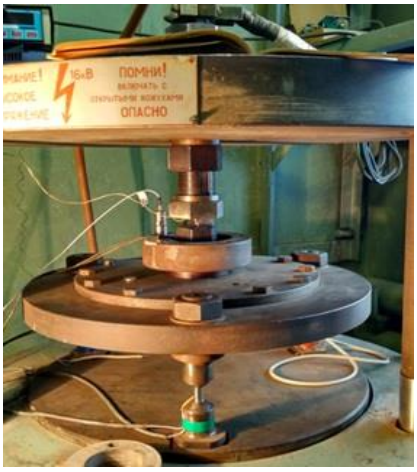


Рис 1 Нагружающее устройство испытательной машины

Виброузел испытательной машины (рис 2) обеспечивает динамическое нагружение рабочей части образца. Постоянный уровень вибронапряжений в течение термоцикла может достигать 100МПа, частота возбуждения меняться в диапазоне $5 \cdot 10^2 – 10^3$ Гц.

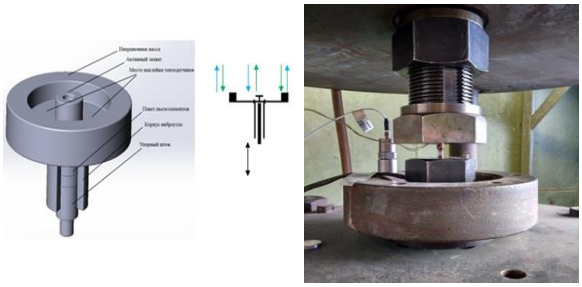


Рис 2 Виброузел испытательной машины с установленным вибродатчиком

3 Экспериментальные результаты

На этапе отработки методики проведения испытаний были проведены испытания образцов корсетной формы из литого никелевого сплава [3]. Испытания были проведены для трех значений размаха деформаций в термоцикле $\Delta\varepsilon = 0{,}8\%, 1{,}2\%, 1{,}6\%$ и трех значений амплитуд вибронагрузки $\sigma_m^v = 20\text{МПа}, 40\text{МПа}, 80\text{МПа}$. Температура в термоцикле $T_{min} \leftrightarrow T_{max} = 200 \leftrightarrow 950℃$. Схема цикла нагружения представлена на рис 3.

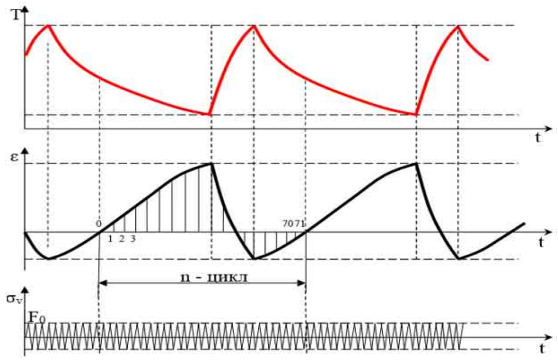


Рис 3 Схема цикла нагружения

Испытания проводились с визуальным контролем рабочей части образца и заканчивались разделением её на две половины (рис 4).

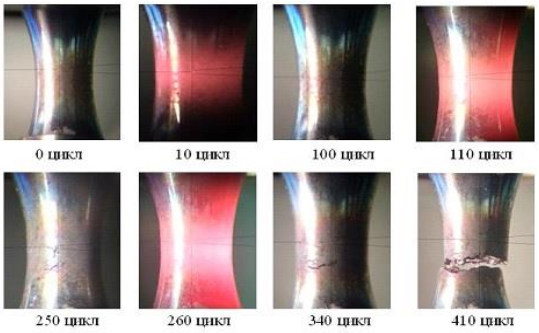


Рис 4 Визуальный контроль рабочей части образца в цикле нагружения

Результаты экспериментального моделирования представлены на рис 5.

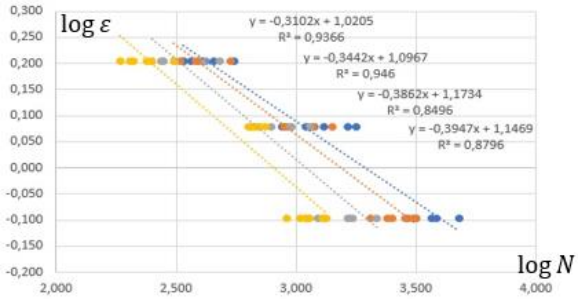


Рис 5 Кривые термоусталости ЖС6У в условиях комбинированного нагружения

Из результатов испытаний следует, что вибрация, действующая совместно с основной термоциклической нагрузкой, приводит к существенному снижению термоциклической долговечности материала образца. С ростом амплитуды вибронапряжений происходит увеличение скорости деградации материала.

4 Модель процессов деформирования и повреждаемости материала при неизотермическом малоцикловом нагружении

Используемые в настоящее время для описания неупругого напряженно-деформированного состояния материала в условиях неизотермического нагружения физические модели весьма сложны. При проведении инженерных расчетов одним из вариантов рассмотрения является использование структурно-механических моделей, в которых любой элементарный объем материала детали представлен как совокупность связанных между собой структурных элементов, наделенных определенными реологическими свойствами (рис 6).

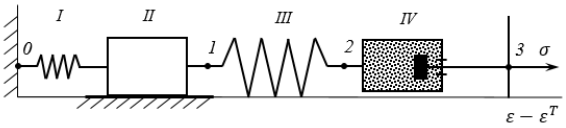


Рис 6 Схема цикла нагружения

Используемая в данной работе структурно-механическая модель состоит из двух упругих (I, III), вязкого (IV) элементов и элемента сухого трения (II). Свойства элементов зависят от температуры T и мгновенной пластической деформации ε^p материала. Кроме этого, свойства элементов структурной модели зависят от поврежденности ω материала деталей [4].

Анализ поведения структурно-механической модели в условиях совместного действия термоциклического и вибрационного нагружения показывает, что вибрация приводит к изменению деформационных характеристик материала, происходит его вибрационное разупрочнение. Уравнения состояния и накопления повреждений материалом корректируются с учетом его вибрационного разупрочнения. Результаты расчетного моделирования представлены на рисунке 7.

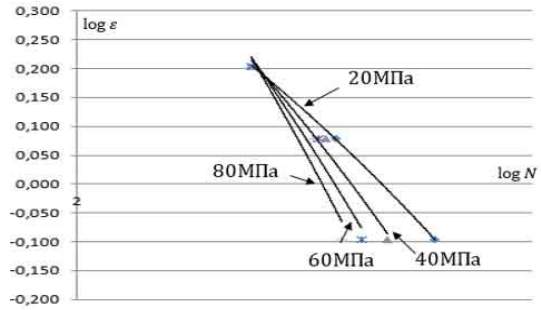


Рис 7 Расчетные кривые термической усталости в условиях комбинированного нагружения

В таблице приведены результаты расчетные и экспериментальные значения долговечности материала.

Таблица 1

Размах $\Delta\varepsilon$ %	σ_v МПа	N цикл Расчет	N цикл Эксперимент
0,8	0	3786	3541
1,2	0	1253	1312
1,6	0	416	424
0,8	20	2888	2673
1,2	20	930	1039
1,6	20	411	392
0,8	40	1653	1589
1,2	40	841	867
1,6	40	408	335
0,8	80	1012	1138
1,2	80	737	680
1,6	80	405	219

5 Заключение

В работе представлена методика экспериментального и расчетного моделирования термоциклической долговечности материала деталей в условиях комбинированного нагружения. В сравнении с существующими подходами по оценке долговечности материала деталей, работающих в условиях комбинированного нагружения, представленная методика основана на том, что вибрация вызывает структурные изменения в материале, что оказывает влияние на процессы неизотермического вязкоупругопластического деформирования.

Список использованных источников

[1] Дульнев Р.А., Котов П.И. Термическая усталость металлов // М., Машиностроение 1980.
[2] Бычков Н.Г., Першин А.В., Хамидуллин А.Ш., Авруцкий В.В. “Установка для испытания образцов на термоусталость” Патент РФ № 2 628 308 от 18.10.2016 кл. МПК G01N 3/60.

[3] ГОСТ 25.505-85 Расчеты и испытания на прочность. Метод испытаний на малоцикловую усталость при термомеханическом нагружении.
[4] Темис Ю.М. Теория неизотермического пластического течения с изотропным и анизотропным упрочнением. В кн.: Машиностроение. Энциклопедия / Ред.совет: К.В.Фролов (пред.) и др. Динамика и прочности машин. Теория механизмов и машин. Под общ.ред. К.С.Колесникова. – М.: Машиностроение, 1994г.

РОЛЬ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В ОЦЕНКЕ НАДЕЖНОСТИ И ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТИ

К.В. Цыбанов
АО «Цифровая мануфактура», г. Дубна

THE SIGNIFICANCE OF SOFTWARE IN RELIABILITY AND SAFETY ASSESSMENT

K.V. Tsybanov
JSC Digital Manufactory, Dubna, Russia

The article investigates the significance of software in assessing the reliability and safety of complex systems, emphasizing the need for domestic solutions in the context of sanctions and import substitution. The shortcomings of foreign software, including non-compliance of reporting with Russian standards, are noted. In response, Digital Manufactory JSC has developed “ Nadezhnost’ ” (“Dependability”) software that integrates reliability analysis, failure prediction, report generation, compatibility with PDM/PLM systems and other analytical and calculation modules.

The key feature of the “ Nadezhnost’ ” is close interaction with users at the development stage, which ensured an intuitive interface, high calculation accuracy and compliance with industry requirements. The solution has no analogues in the Russian market, combining functionality, compliance with regulatory requirements and user-oriented design.

1 Введение

Когда речь идет о проектировании сложных систем, обеспечение надежности и отказобезопасности имеет важнейшее значение для предупреждения отказов, сокращения времени простоя и минимизации убытков.

Широкий спектр задач, необходимый для охвата всех работ по обеспечению надежности и отказобезопасности проектируемых объектов безусловно предполагает использование программного обеспечения.

Использование программного обеспечения для анализа надежности и отказобезопасности дает ряд преимуществ, в том числе:

– Более высокая скорость анализа. Сокращается время и трудозатраты на выявление потенциальных проблем, имеющих вероятность возникновения в сложных системах.

– Повышенная точность. Программное обеспечение (ПО) снижает вероятность человеческой ошибки, обеспечивая более точные результаты и выявляя те потенциальные проблемы, которые могут быть упущены при ручном анализе.

– Улучшенное взаимодействие. Обеспечивается слаженное многопользовательское взаимодействие.

Исторически, иностранное ПО было предпочтительным решением для многих организаций. Отчасти, это связано с тем, что функциональность существующего отечественного ПО ориентирована на небольшой круг лиц, очень узкоспециализирована и не позволяет выполнять все требуемые расчеты.

Несмотря на популярность зарубежных продуктов, в них присутствуют существенные недостатки:

– Недостаток прозрачности. Иностранное ПО в большинстве своем является закрытым, прозрачность расчетов не обеспечена на достаточном уровне.

– Несоответствие отчетности. Генераторы отчетов, если и присутствуют, не соответствуют отечественным нормативным требованиям, например ГОСТ Р 2.105 [1].

В контексте этих ограничений очевидно, что необходимо создать отечественное решение, позволяющее выполнять весь требуемый объем расчетов и лишенное вышеуказанных недостатков. Дополнительно актуальность и необходимость перехода на отечественное ПО подтверждается указом Президента РФ № 166 от 30.03.2022 [2], в котором прописано, что с 01 января 2025 года запрещается использование иностранного ПО на значимых объектах критической инфраструктуры.

Создание такого программного комплекса имеет важное практическое значение, ведь он может быть применен в различных отраслях промышленности, включая аэрокосмическую, оборонную и критически важную инфраструктуру, где обеспечение надежности и безопасности имеет решающее значение.

2 Предлагаемое решение

С целью решения этих задач в АО «Цифровая мануфактура» ведется разработка программного комплекса, который предоставляет единое информационное пространство для проведения работ по оценке надежности и отказобезопасности, начиная с компонентного анализа и заканчивая выпуском отчетной документации в соответствии с требованиями нормативной и отраслевой документации. Структура программного комплекса представляет собой модульную систему (Рис. 1), состав которой может изменяться в зависимости от потребностей пользователей.

Рис. 1. Пример взаимосвязи модулей в ПК «Надежность»

Разработка такого ПО – это сложный процесс, который требует тесного сотрудничества между разработчиками и будущими пользователями программы. Важность участия пользователей в разработке программы расчета надежности заключается в следующих причинах:

– Понимание потребностей пользователей. Пользователи, которые будут использовать программу для своих расчетов, лучше всего понимают свои потребности и требования к программе. Их участие в разработке позволяет разработчикам создать программу, которая отвечает конкретным потребностям пользователей и решает их задачи.

– Увеличение точности расчетов. Пользователи, которые будут использовать программу для своих расчетов, могут помочь разработчикам в тестировании, отладке и верификации расчетов программы, что уменьшает риск ошибок и увеличивает точность расчетов. В дальнейшем, конечно, необходимо участие специализированных верификационных центров.

– Сокращение времени на разработку. Участие пользователей в разработке программы позволяет сократить время на разработку, так как разработчики могут получить быструю обратную связь от пользователей и оперативно реагировать на их потребности.

– Оптимизация пользовательского опыта. Участие пользователей в разработке программы позволяет создать интерфейс, который является интуитивно понятным и удобным для пользователей (Рис. 1 и Рис. 2). Это уменьшает время, необходимое для обучения и адаптации к программе, увеличивает эффективность работы с ней.

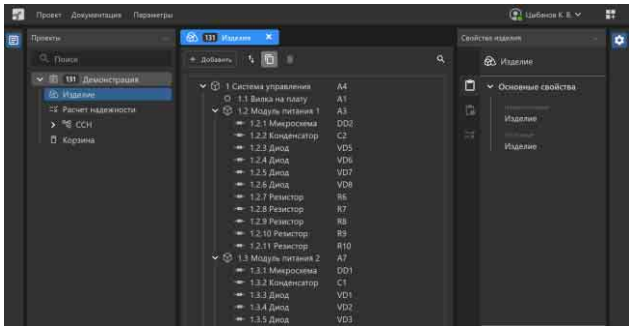


Рис. 2. Интерфейс окна ПК «Надежность» при работе со структурой изделия

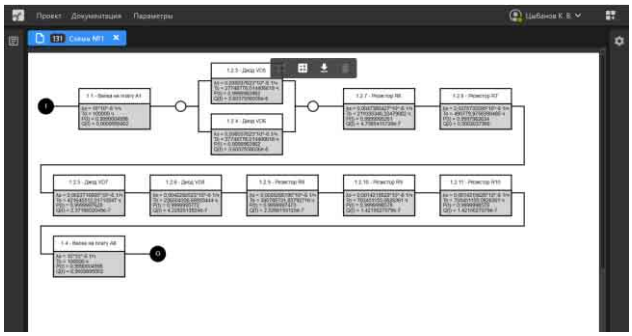


Рис. 3. Интерфейс окна ПК «Надежность» при работе со структурной схемой надежности изделия

– Повышение удовлетворенности пользователей. Когда пользователи участвуют в разработке программы, они чувствуют, что программа разрабатывается с учетом их мнения и потребностей. Это увеличивает удовлетворенность пользователей и лояльность к программе.

В целом, участие пользователей в разработке программы расчета надежности является ключевым фактором для создания программы, которая отвечает потребностям пользователей и решает их задачи. Это позволяет создать программу, которая является эффективной, точной и удобной в использовании.

3 Результаты

В настоящее время ПК «Надежность» отправлен на апробацию в компании из различных отраслей. Пожелания пользователей учтены для дальнейшего развития комплекса. ПК «Надежность» включает такие возможности, как:

– возможность использования справочников по прогнозированию надежности электронных компонентов;

– расчет структурных схем надежности;

– экспорт структурных схем надежности в изображение;

– экспорт исходных данных и результатов расчетов в файл формата Microsoft Excel.

В разработку заложена функциональность, основанная на приоритетах, обозначенных ранними пользователями системы:

– прогнозирование интенсивностей отказов неэлектронных (механических) деталей по различным справочникам, в том числе пользовательским;

– управление изменениями и версиями в проекте;

– распределение и автоматический контроль выполнения требований;

– интеграция с PDM и PLM системами;

– анализ видов и последствий отказа (АВПО), включая сводку видов и последствий отказов (СВПО);

– оценка функциональных опасностей;

– анализ деревьев неисправностей;

– генерация готовых отчетных документов;

– и другая.

Комплекс не имеет аналогов на российском рынке, в том числе за счет тесной интеграции разработки и взаимодействия с конечными пользователями.

4 Выводы

В статье была рассмотрена роль ПО в оценке надежности и отказобезопасности при проектировании сложных систем. Подчеркнуты преимущества использования ПО.

Отмечено, что широко применяемое иностранное ПО имеет существенные недостатки, такие как недостаток прозрачности и несоответствие отчетности отечественным нормативным требованиям. В связи с этим, стало очевидно, что необходимо перейти к созданию отечественного решения, позволяющего выполнять весь требуемый объем расчетов.

В статье были описаны результаты разработки программного комплекса «Надежность», который отправлен на апробацию в несколько организаций. Он содержит в себе функционал, обозначенный как необходимый ранними пользователями системы.

Программный комплекс разрабатывается с учетом опыта, накопленного специалистами АО «Цифровая мануфактура» при проектировании архитектурных решений и пользовательского интерфейса подобных систем.

В целом, разработка программного комплекса «Надежность» является важным шагом в направлении создания отечественного решения для обеспечения надежности и отказобезопасности в проектировании сложных систем.

В качестве рекомендаций следует отметить необходимость плотного взаимодействия разработчиков с инженерами по оценке надежности и отказобезопасности.

Список использованных источников

[1] ГОСТ Р 2.105-2019 Национальный стандарт Российской федерации. Единая система конструкторской документации. Общие требования к текстовым документам.

[2] Указ Президента Российской Федерации от 30.03.2022 № 166 «О мерах по обеспечению технологической независимости и безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации»

[3] MIL-HDBK-217F, Notice, 2 December 1991. Military handbook. Reliability prediction of electronic equipment.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕВЫХ И РАДИАЛЬНЫХ ТУРБОМАШИН С РАССТРОЙКОЙ ПАРАМЕТРОВ

О.В. Репецкий
Иркутский ГАУ, Иркутск

В настоящее время в мировом двигателестроении стоит задача доведения ресурса газотурбинных двигателей (ГТД) до показателя, равного тысячам или нескольким десяткам тысяч часов. Особую актуальность эта проблема приобретает в связи с широким использованием ГТД в транспортных системах, в ракетостроении, в приводных агрегатах газоперекачивающих станций, в химической и автомобильной промышленности, в энергетических установках и в других отраслях. При изменении нагрузки от нуля оборотов до максимума и при работе на промежуточных режимах лопаточные конструкции испытывают упругие колебания, приводящие к резонансам и усталостному разрушению. В ГТД около 75% отказов связано с вибрацией и переменными нагрузками. В значительной мере это вызвано отсутствием методов расчетной оценки динамических напряжений и недостаточным использованием численных алгоритмов прогнозирования повреждений, в отсутствии анализа чувствительности напряжений и частот колебаний к изменению геометрическим и других характеристик лопаток с учетом эксплуатационных факторов. Другим элементом влияния на усталостную прочность является расстройка параметров, которая является либо случайным, либо преднамеренным событием. Преднамеренная расстройка может значительно уменьшить вибрации из-за потенциальной случайной расстройки и снизить высокую чувствительность динамических напряжений ротора от случайной расстройки.

NUMERICAL STUDY OF LIFE CHARACTERISTICS OF AXIAL AND RADIAL TURBOMACHINES FROM PARAMETERS MISTUNING

O.V. Repetskii
Irkutsk SAU, Irkutsk, Russia

At present, the global engine industry faces the challenge of increasing the service life of gas turbine engines (GTE) to thousands or tens of thousands of hours. This problem is particularly relevant due to the widespread use of GTE in transport systems, rocket engineering, in drive units of gas pumping stations, in the chemical and automotive industries, in power plants and in other industries. When the load changes from zero revolutions to maximum and when operating in intermediate modes, blade structures experience elastic vibrations leading to resonances and fatigue failure. In GTE, about 75% of failures are associated with vibration and variable loads. To a large extent, this is due to the lack of methods for calculating the dynamic stresses and insufficient use of numerical algorithms for predicting damage, in the absence of an analysis of the sensitivity of stresses and vibration frequencies to changes in geometric and other characteristics of blades, taking into account operational factors. Another element that influences fatigue strength is parameter mistuning, which is either an accidental or intentional event. Intentional mistuning can significantly reduce vibrations due to potential accidental mistuning and reduce the high sensitivity of rotor dynamic stresses to accidental mistuning.

1 Введение

Анализ состояния проблемы показывает, что численное исследование способов увеличения ресурсных характеристик осевых и радиальных турбомашин с помощью преднамеренной расстройки геометрических, массовых, аэродинамических и других параметров и анализа чувствительности является актуальной научной задачей. В рамках данной статьи в качестве базового метода использован метод конечных элементов (МКЭ) в перемещениях и трехмерной постановке для решения задач статического напряженно-деформированного состояния (НДС), свободных колебаний и оценки долговечности рабочих колес турбомашин с расстройкой параметров при вынужденных колебаниях под действием внешней нагрузки, как на основе модели парциального подвода пара или газа, так и на основе аэродинамических подходов. Для решения поставленных задач использованы коммерческие программные системы, такие как: ANSYS, SOLIDWORKS, MATLAB и авторское программное обеспечение: BLADIS+, CALC_AERO, SENS_RAD и др. [1].

Анализ эффективности основных видов расстройки и алгоритмов численного решения проблемы расстройки параметров технических систем показал, что так называемая случайная расстройка, которая может быть обусловлена влиянием технологии изготовления, неправильностью монтажа, эксплуатационными повреждениями и др. факторами, как правило, приводит к увеличению динамических напряжений и разрушению конструкций турбомашин. Однако, преднамеренная расстройка (Intension Mistuning) может оказывать положительное влияние на ресурс конструкций при незначительном

изменении геометрических, массовых, механических и др. параметров влияния. Наиболее значимый результат для увеличения долговечности дают блочные модели (БМ) преднамеренной расстройки, когда лопатки объединяются в блоки по ободу диска, а каждый блок содержит группы лопаток с одинаковыми в пределах блока свойствами, но отличающимися от свойств лопаток в других блоках.

Наиболее известным мировым центром по анализу различных видов расстройки является Бранденбургский технический университет (БТУ), ученые которого на протяжении последних 15-20 лет внесли существенный вклад в исследование данного феномена [2].

Математическая модель

Статическое НДС конструкции определяется в МКЭ по формуле:

$$\left([K_E]+[K_G]+[K_R]\right).\{\delta\}=\{F_\Omega\}+\{F_T\}+\{F_G\}\cdot \quad (1)$$

Собственные частоты и формы колебаний конструкции вычисляются из уравнения:

$$[M]\{\ddot{\delta}\}+[C]\{\dot{\delta}\}+\left([K_E]+[K_G]+[K_R]\right).\{\delta\}=0\cdot \quad (2)$$

Динамический отклик конструкции можно получить из выражения:

$$[M]\{\ddot{\delta}\}+[C]\{\dot{\delta}\}+\left([K_E]+[K_G]+[K_R]\right)\{\delta\}=\{F_{дин}\}, \quad (3)$$

где $[K_E]$ и $[M]$ - матрица масс конструкции; $[K_G]$ - матрица геометрической жесткости; $[K_R]$ - дополнительная матрица жесткости, возникающая в результате вращения; $\{F_\Omega\},\{F_T\},\{F_G\}$ – векторы, соответствующие силам от вращения, температуры и давления газа соответственно; $\{C\}$ – матрица демпфирования; $\{\ddot{\delta}\}$ – ускорение узловых точек; $\{\dot{\delta}\}$ - скорость узловых; $\{\delta\}$ – вектор перемещений; $\{F_{дин}\}$ – вектор возбуждающих сил.

Динамическая нагрузка в уравнении (3) от парциальности подвода пара или газа может быть определена как:

$$F(t)=\frac{2F_z}{\pi\nu}\sin(\nu\mu\pi)\frac{\sin(\pi\nu/2)}{\pi\nu/2}, \quad (4)$$

где $\nu-$ гармоники возбуждения, $\mu-$ расстояние между лопатками статора, F_z- аэродинамическая или газовая нагрузка, $F(t)-$ динамическая нагрузка (спектр возбуждения).

В качестве алгоритмов численного решения поставленных задач использованы алгоритмы на основе МКЭ – лидера в анализе инженерных задач и аэродинамики. По результатам тестирования в проекте использованы два вида конечных элементов (КЭ): треугольный двухмерный КЭ STIO18 из авторской программы BLADIS+ и трехмерный КЭ TET10 из коммерческой программы ANSYS [3].

Верификация разработанных математических моделей и созданного программного обеспечения выполнена на моделях пластин, академических рабочих колес осевых и радиальных турбомашин. Для анализа собственных колебаний и их верификации в части радиальных конструкций рассмотрена модель рабочего колеса с 34-мя лопатками в сравнении с результатами других расчетов и экспериментом [4]. Другим примером верификации результатом является осевое рабочее колесо академической ступени компрессора с 10-ю лопатками (рис. 1).

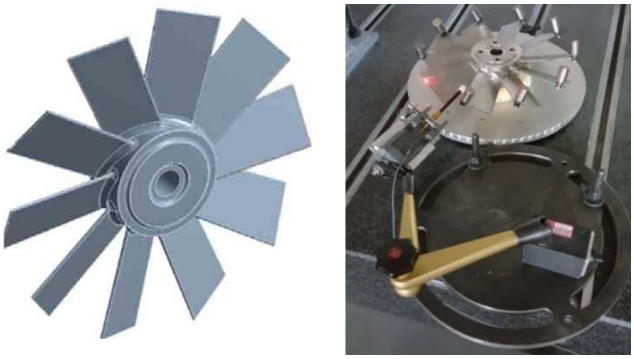


Рис. 1. Модель колеса и эксперимент БТУ

Для верификации созданных и применяемых автором конечно-элементных моделей при расчёте ресурса конструкций без, и с учетом расстройки проведён численный анализ модели рабочего колеса паровой турбины. На рис. 2 приведены конечноэлементная модель и результаты расчёта статического НДС под воздействием давления пара 0.1 Мпа и вращения 50 1/с. Расчёт эквивалентных напряжений показал значения 175,33 МПа в программе ANSYS (автор) и 175,2 МПа в программе ABAQUS.

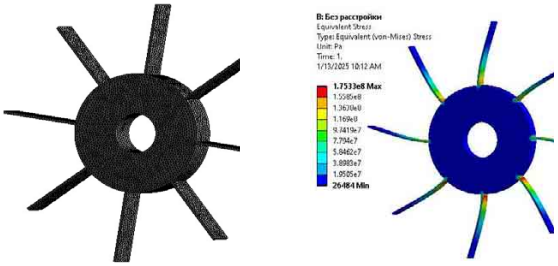


Рис. 2. КЭМ рабочего колеса паровой турбины и расчет статического НДС

В таблицах 1 и 2 показаны результаты анализа собственных частот колебаний и долговечности рабочего колеса турбины, соответственно. Данные, полученные диссертантом, хорошо согласуются с результатами в системе ABAQUS, аналитическим решением и экспериментальными данными H.M. Makgwantsha [5].

Табл. 1 Результаты верификации частот собственных колебаний (Гц) модельного колеса

Форма колебаний	Автор (ANSYS)	Эксперимент [5]
1	225,49	222,00
2	1408,4	1352,00
3	1874,7	1770,00

Табл. 2 Результаты верификации долговечности без и с учетом расстройки

Вариант исследования	Долговечность рабочего колеса ($\times 10^6$ циклов)		
	Автор (ANSYS)	ABAQUS	Аналитическое решение [5]
Без расстройки	4,551	4,587	4,435
Уменьшение длины лопаток	4,457	4,574	4,357
Увеличение длины лопаток	4,024	3,955	-

В данной работе исследование влияния расстройки параметров осуществляется через изменение геометрических характеристик лопатки реальной радиальной турбомашины. Анализ выполнен на примере закрытого радиального рабочего колеса, состоящего из 10-ти лопаток. Для этого проведено моделирование трехмерной (3D) модели с использованием МКЭ, а также представлена геометрия исходной конструкции с валом (рис. 2) [6].

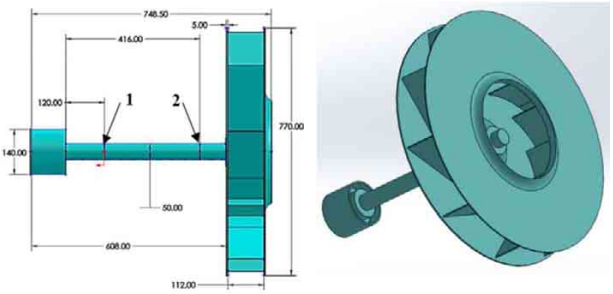


Рис. 2. Радиальное рабочее колесо с 10-ю лопатками(размеры и 3D модель)

При специальном подходе расстроенные лопатки могут быть расположены в блочной модели (БМ) _с симметричным расположением по окружности колеса. Каждая пара лопаток одинаковых размеров симметрично представлена в блочной модели (рис. 3). Это один из исследованных вариантов БМ колес.

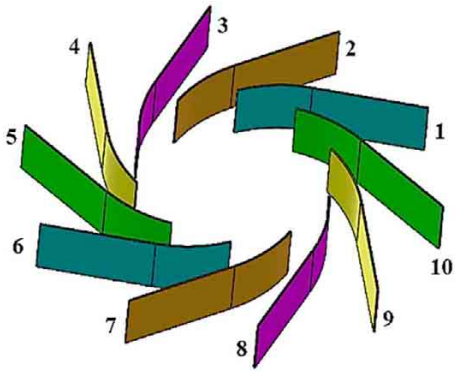


Рис. 3. Пример блочной модели

На первой стадии исследования ресурсных характеристик радиального рабочего колеса были рассмотрены варианты на основе БМ с одинаковыми лопатками при изменении толщины всех лопаток (H= 3.3 мм). Проведено исследование двух вариантов: вариант № 1 с уменьшением толщины лопатки на 10%, и вариант № 2 с увеличением толщины лопатки на 10% (рис. 2). Варианты 3 и 4 связаны с увеличением толщины лопаток на середине пера на 10% и снижение толщины на кромках на 10%. Для варианта №5 толщина в середине пера была увеличена на 20%, а на кромках пера снижена на 20% (рис.4).

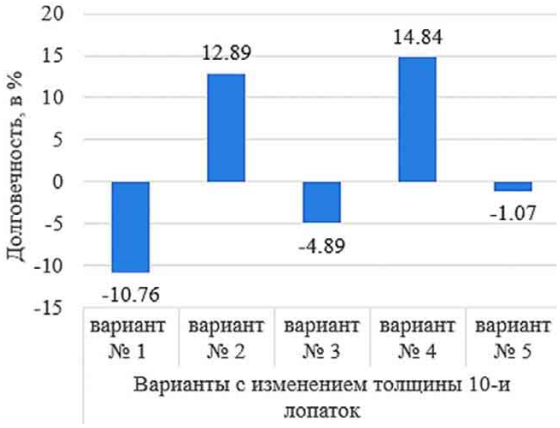


Рис. 4. Долговечность с изменением толщины всех лопаток колеса

В качестве следующего исследуемого объекта было выбрано осевое роторное рабочее колесо компрессора высокого давления типа E3E с 29-ю рабочими лопатками фирмы Rolls-Royce. Общий вид рабочего колеса и конечноэлементная модель одного сектора представлены на рис. 4. Направляющий аппарат статора состоит из 30 лопаток [7].

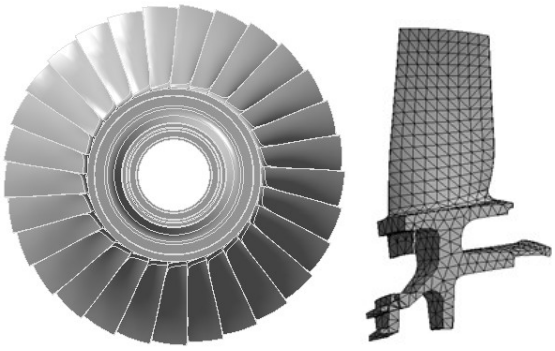


Рис. 4. Рабочее колесо Rolls-Royce с 29-ю лопатками

На первом этапе исследования проанализировано влияние дополнительных масс на долговечногсть рабочего колеса (табл. 3). Из результатов видно, что наибольшей долговечностью обладает колесо, у которого дополнительные массы

по 2,11 г присоединены ко всем лопаткам (тип 1). В случае с дополнительной массой 5,0 г, приводящей к максимальной расстройке лопаток, получаем снижение долговечности (тип 2).

Форма колебаний	Тип 1		Тип 2	
	Собственные частоты (Гц)			
	МКЭ	Эксп. БТУ	МКЭ	Эксп. БТУ
1	387,55	399,44	353,24	354,71
2	1141,2	1247,8	983,70	1001,9
3	1735,9	1697,2	1678,8	1487,3
7	4230,2	4380,5	4163,1	3466,5
10	6237,0	6380,0	6189,3	6046,9
Долговеч-ность	$1,6694 \cdot 10^6$		$1,3532 \cdot 10^6$	

Табл. 3 Результаты долговечности (в циклах)

3 Заключение

Разработаны и развиты точные и экономичные методы численного анализа статического НДС, собственных и вынужденных колебаний и долговечности рабочих колес осевых и радиальных турбомашин без и с расстройкой параметров на основе метода конечных элементов. Предложенные методы широко верифицированы на тестовых и реальных конструкциях рабочих колес. Результаты расчетов долговечности, собственных частот и статических напряжений модельных и реальных осевых и радиальных колес хорошо согласуются с экспериментальными данными и результатами расчетов в различных программах ABAQUS, BLADIS+ и ANSYS. Определена степень влияния расстройки параметров на долговечность радиальных рабочих колес, проведен сравнительный анализ долговечности осевых и радиальных рабочих колес с расстройкой различного вида и с разными законами ее распределения в виде блочной преднамеренной расстройки. Полученные результаты могут быть направлены на повышение долговечности осевых и радиальных рабочих колес турбомашин от воздействия расстройки параметров при несовершенстве технологического изготовления, неправильном монтаже или эксплуатационных повреждениях.

Предложенный подход являются рабочим инструментом для дальнейшего исследования и анализа влияния расстройки лопаток на ресурс и другие характеристики рабочих колес осевых и радиальных турбомашин.

Настоящее исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда, проект № 24-29-00135, https://rscf/ru/project/24-29-00135/

Список использованных источников

[1] Repetckii O.V., Nguyen V.V., Ryzhikov I.N. Development of mathematical models for the numerical analysis of durability and increase the reliability elements of turbomachines with various types of mistuning on bladed disks // Proceedings of the International Multi-Conference on Industrial Engineering and Modern Technologies (FarEastCon). - 2020. - P. 9271298.

[2] Beirow B., Kühhorn A., Figaschewsky F., Bornhorn A., Repetckii O. Forced response reduction of a blisk by means of intentional mistuning // Proceedings of the ASME Turbo Expo Turbomachinery Technical Conference and Exposition. "ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition". - GT 2018-76584.

[3] Repetckii O.V., Nguyen V.M. Development of Numerical Methods for Reducing Stresses in Blades of Academic Turbine Under the Influence of Aerodynamic Loads // Proceedings of the International Scientific and Practical Conference "Digital and Information Technologies in Economics and Management" (DITEM2022), Moscow, Springer Cham: Springer Cham, 2023. – P. 112-121.

[4] Repetskii O.V., Hoang D.C. Fatigue life of radial turbomachines at changing thickness blades taking into account intentional mistuning // E3S web of conferences: XV International Scientific Conference on Precision Agriculture and Agricultural Machinery Industry “State and Prospects for the Development of Agribusiness - INTERAGROMASH 2022”, Rostov-on-Don, EDP Sciences: EDP Sciences, 2022. – P. 01044.

[5] Mashiachidi M.H., Desai D.A. Fatigue life prediction of mistuned steam turbine blades subjected to deviations in blade geometry// Science, Engineering and Technology. 2023. Vol. 3. No. 2. P. 24-35.

[6] Repetskii O.V., Hoang D. C. Numerical study of ways to increase the resource characteristics of radial energy and transport turbomachines with the help of intentional mistuning geometric, mass and other influence parameters // International Conference on Simplicity and Complexity in SMART Automatics and Energy Systems (SMART-SYSTEMS), 2024. – P.1050.

[7] Repetckii O.V., Nguyen V.V. Effect of intentional mistuning on dynamic characteristics of an energy turbomachine bladed disk // Journal of Physics: Conference Series. International Conference on Automatics and Energy (ICAE 2021). - 2021. - P. 012012.

РАЗДЕЛ XVII

УДАРНОЕ ЛАЗЕРНОЕ УПРОЧНЕНИЕ

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ РЕЖИМОВ ЛАЗЕРНОЙ ПРОКОВКИ: ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ И МЕТОДОЛОГИЯ

О.Б.Наймарк, С.В.Уваров, Ю.В.Баяндин, А.Н.Балахнин, М.В.Банников, В.А.Оборин, А.Д.Юрина
ИМСС УрО РАН, Пермь

Сопоставлением данных ударно-волнового нагружения в терминах энергетических инвариантов и масштабных инвариантов, характеризующих стадийность усталостного разрушения, определяются оптимальные условия лазерной обработки, обеспечивающие необходимый ресурс конструкций авиационного моторостроения.

SOFTWARE-SET UP COMPLEX FOR LSP OPTMIZATION: FUNDAMENTALS AND METHODOLOGY

O.B.Naimark, S.V.Uvarov, Yu.V.Bayndin, A.N.Balakhnin, M.V.Bannikov, V.F.Oborin, A.D.Yurina
ICMM UB RAS, Perm

By comparing shock-wave loading data in terms of energy invariants and scale invariants characterizing the stages of fatigue failure, optimal conditions for LSP are determined, ensuring the required service life of aircraft engine constructions.

1 Введение

Оптимизация режимов лазерной ударно-волновой проковки (LSP) применительно к обработке материалов и конструкций авиационного моторостроения предполагает методологическое обеспечение двух режимов нагружения материалов – ударно-волнового, инициируемого лазерным воздействием, и последующих нагружений, имитирующих работу конструкций при эксплуатации. Типичными условиями нагружения являются усталостные, включая условия случайного соударения с посторонними предметами.

2. Фундаментальное обоснование

Фундаментальной основой являются результаты оригинальных экспериментальных исследований и моделирования поведения материалов при последовательных динамических (ударно-волновых) и усталостных (много- и сверхмногоцикловые) режимах нагружения, позволившие установить связь автомодельных закономерностей формирования пластических волновых фронтов, стадийностью зарождения и развития усталостных трещин в нагруженных образцах и масштабными инвариантами, характеризующими структуру материалов, обеспечивающую различную длительную прочность.

Результаты оригинальных широкодиапазонных экспериментов позволили предложить модели процессов ударно-волнового и усталостного разрушения, учитывающие структурные факторы, и позволяющих оптимизацию режимов ударно-волновой проковки [1-3].

3. Методологическое обеспечение

Методологическое обеспечение контроля LSP режимов основано на измерении параметров ударно-волнового импульса на модельных (плоских) образцах-мишенях методом допплеровской интерферометрии с использованием оригинального комплекса VISAR-PDV и обработке данных с целью определения инвариантов, характеризующих формирование автомодельных пластических фронтов, и соответствующей им структуры материала, формируемой при распространении ударно-волнового импульса. Последующее состояние материала-мишени, подвергнутого LSP, исследуется в режиме циклического нагружения, включая стадию зарождения, распространения усталостной трещины и разделения образца с последующим количественным анализом морфологии поверхности разрушения методом интерференционной профилометрии и определения масштабных инвариантов, характеризующих стадии зарождения усталостной трещины и ее распространения.

Сопоставлением данных ударно-волнового нагружения в терминах энергетических инвариантов и масштабных инвариантов, характеризующих стадийность усталостного разрушения, определяются оптимальные условия лазерной обработки, обеспечивающие необходимый ресурс конструкций авиационного моторостроения.

Работа выполнена в рамках крупного научного проекта при финансовой поддержке Министерства науки и образования РФ (соглашение №075-15-2024-535 от 23.04.2024).

Список использованных источников

[1] M.Bannikov, V. Oborin, Yu. Bayandin, D. Ledon, D. Kiselkov, A.Savinykh, G. Garkushin, S. Razorenov, and Oleg Naimark. Damage-failure transition under consecutive dynamic and very high cycle fatigue loads. J. Appl. Phys. **131**, 135902 (2022).

[2] A. Inozemtsev, V. Oborin, M. Bannikon, I. Gladky and O Naimark. Damage-failure transition in VT6 titanium alloy under consecutive dynamic and VHCF loads. Procedia Structural Integrity 41 510–517 (2022).

[3] O. Naimark., V. Oborin, M. Bannikov, D. Ledon. Critical dynamics of defects and mechanisms of damage-failure transitions in fatigue. Materials, 14(10), 2554 (2021).

РАЗРАБОТКА РАСЧЕТНОГО КОДА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛА ПРИ ЛАЗЕРНОМ УДАРНОМ УПРОЧНЕНИИ

В.В. Лиханский[1,2], К.Е.Улыбышев[1,2], Н.Н. Елкин[1]
[1] НИЦ «Курчатовский институт», Москва,
[2] ФИАН им. П.Н. Лебедева, Москва

Разработан расчетный комплекс для моделирования процессов в материалах при лазерном ударном упрочнении. Получено качественное соответствие результатов расчета остаточных напряжений в сплаве АМг6 экспериментальным данным

CALCULATION CODE DEVELOPMENT FOR MODELING OF MATERIAL PROPERTY CHANGE BY LASER SHOCK PEENING

V. V. Likhanskii[1,2], K. E. Ulybyshev[1,2], N. N. Elkin[1]
[1] NRC “Kurchatov Institute” Moscow, Russia
[2] P.N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

The calculating tools for modeling of material property changes forming by laser shock peening was developed. A qualitative accordance between calculated results for laser shock peening of AMg6 aluminum alloy with experimental data was obtained.

1 Введение

Современные высокотехнологичные отрасли (авиастроение, ракетостроение, ядерная энергетика) предъявляют повышенные требования к эксплуатационным характеристикам используемых материалов. Одним из перспективных методов улучшения свойств материала является лазерное ударное упрочнение. Суть данного метода заключается в воздействии на обрабатываемую поверхность короткими высокоэнергетическими импульсами длительностью ~10 нс и максимальной интенсивностью ~ 1-10 ГВт/см^2. При этом происходит быстрое испарение части поверхностного слоя или поглощающего покрытия и образование плазмы с температурой T~10^5 К и давлением P~1-10 ГПа. Создаваемый плазмой импульс давления на поверхность образца генерирует в материале ударную волну, создающую в поверхностном слое образца остаточные сжимающие напряжения, а также различные микроструктурные изменения (увеличение плотности дислокаций, уменьшение размера зерна и др.). Указанные изменения при правильно подобранных параметрах лазерного импульса могут приводить к увеличению прочности, износостойкости и коррозионной стойкости изделия.

Для широкого применения указанной технологии в промышленности желательно наличие расчетного средства, позволяющего спрогнозировать результаты обработки изделия в зависимости от параметров лазерного импульса, количества импульсов на единицу площади, а также свойств обрабатываемого материала и поглощающего покрытия. Задачу моделирования лазерного ударного упрочнения можно условно разделить на две части. Сначала требуется найти зависимость от времени давления на поверхность упрочняемого образца, создаваемого слоем лазерной плазмы. Далее найденный импульс давления используется в качестве граничного условия для решения задачи о распространении ударной волны в материале образца и вызываемых создаваемыми ею напряжениями изменениях свойств материала.

2 Математическая модель

Для расчета временной зависимости давления на обрабатываемую поверхность в [1] предложена физико-математическая модель на основе одномерных нестационарных уравнений газовой динамики с учетом ионизации и поглощения лазерного излучения. Найденная по данной модели форма импульса давления при воздействии лазерного излучения длиной волны 1.06 мкм и длительностью импульса 30 нс на алюминиевую поверхность хорошо согласуется с экспериментальными данными [2] (Рис. 1-2).

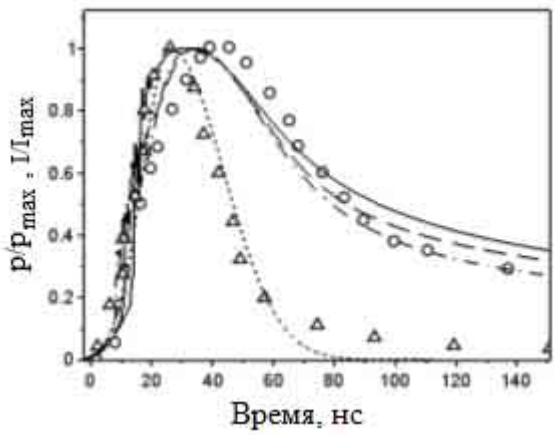


Рис. 1. Сравнение экспериментальной и расчетной формы импульса давления на упрочняемый образец. Сплошная, штриховая и штрихпунктирная линии обозначают расчетную форму при I_{max}=2 ГВт/см^2, I_{max}=4 ГВт/см^2, I_{max}=8 ГВт/см^2, соответственно; (о) — экспериментальная форма импульса давления; треугольниками и коротким пунктиром обозначены экспериментальная форма лазерного импульса и ее численная интерполяция

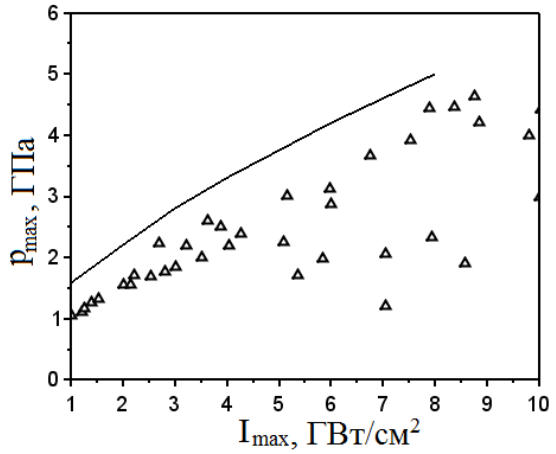


Рис. 2. Сравнение расчетной и экспериментальной зависимостей максимального давления на образец от максимальной плотности мощности лазерного излучения: (**—**) — расчетная зависимость, (**Δ**) — экспериментальные данные

Моделирования распространения ударной волны в образце при заданной зависимости давления на поверхности от времени проводилось в следующих предположениях:

- нагрев образца невелик и тепловым расширением материала можно пренебречь. Данное предположение базируется на том факте, что после наступления оптического пробоя вся энергия лазерного излучения поглощается плазмой и не доходит до поверхности образца. Кроме того, обработку поверхности обычно проводят с использованием поглощающего покрытия из металлической фольги, полимерной пленки или черной краски.
- Упругие модули постоянны и не зависят от напряжений. Данное предположение обычно хорошо выполняется при напряжениях, намного меньших модуля Юнга.
- Упругие и пластические деформации предполагаются малыми.

При сделанных предположениях основные уравнения механики твердого тела имеют вид:

$$\rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2} = \frac{\partial \sigma_{ik}}{\partial x_k} \qquad (1)$$

$$\sigma_{ik} = K\delta_{ik}\varepsilon_{ll} + 2G(\varepsilon_{ik} - \varepsilon_{ik}^{(pl)} - \frac{1}{3}\delta_{ik}\varepsilon_{ll})$$

Здесь u_i — компоненты вектора смещения, σ_{ik} , ε_{ik} , $\varepsilon_{ik}^{(pl)}$ — компоненты тензоров напряжений, полных и пластических деформаций, K — модуль всестороннего сжатия, G — модуль сдвига. Приращения компонентов тензора пластической деформации на каждом шаге по времени находится из условия $\sigma_e \le \sigma_y$, где σ_y — предел текучести, σ_e — эквивалентные напряжения по Фон-Мизесу.

Для решения системы (1) был разработан конечно-элементный код на базе тетраэдров второго порядка с дополнительными узлами на сторонах. Аппроксимация по времени проводилась по формуле:

$$\rho \frac{u_i^{(n+1)} - 2u_i^{(n)} + u_i^{(n-1)}}{(\Delta t)^2} = \beta(L_i^{(n+1)} + L_i^{(n-1)}) + (1 - 2\beta)L_i^{(n)}$$

Здесь Δt — шаг по времени, β — параметр ($0<=\beta<0.5$), L_i — правые части уравнений (1), где ($i=(x,y,z)$). Значение β =0 соответствует явной схеме, $\beta>0$ — неявной. В расчетах обычно использовались обе схемы с предпочтением явной, поскольку она обеспечивает меньшее расчетное время. Также для экономии расчетного времени следует учесть, что, поскольку упругие модули постоянны, коэффициенты матрицы жесткости также не меняются и можно один раз выполнить факторизацию матрицы и далее на всех шагах по времени решать систему из верхней и нижней треугольных матриц.

В [3] приведены результаты экспериментальных исследований лазерного ударного упрочнения образцов размером 14x14x4 мм из промышленного сплава АМг6, плакированных слоем алюминия толщиной 70 мкм. Обработка проводилась с помощью твердотельного неодимового лазера с длиной волны λ=0.532 мкм, длительностью импульса 10 нс и энергией импульса 0.34 Дж. Максимальная интенсивность излучения варьировалась изменением диаметра пятна с помощью фокусирующей линзы и составляла 0.1 – 2.2 ГВт/см^2. Обработка проводилась под слоем воды толщиной 60 мм.

В качестве примера приведем расчет остаточных напряжений в образце при обработке лазерными

импульсами максимальной интенсивностью 1.1 ГВт/см^2. Соответствующий заданному лазерному импульсу импульс давления в центре пятна, вычисленный по модели [1], приведен на рисунке 3.

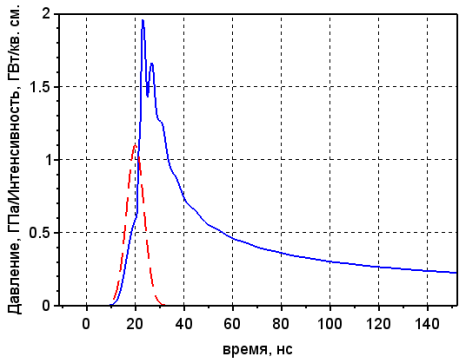


Рис. 3. Зависимость от времени давления на образец в центре лазерного пятна: (—) — давление плазмы на границе с алюминиевым покрытием, (- -) — интенсивность лазерного излучения

В начале воздействия лазерного импульса возникает слой паров вещества покрытия между покрытием и водой. При этом указанный слой почти прозрачен для лазерного излучения, поглощение которого происходит на границе раздела жидкой и паровой фазы. Далее в некоторый момент времени происходит оптический пробой, в результате которого между слоем воды и покрытием образуется плазма, поглощающая всю энергию лазерного излучения. Немонотонность зависимости давления от времени объясняется процессом распространения возмущения давления в слое плазмы и отражения его от границы раздела с покрытием и с водой. Затухание немонотонностей давления по времени обусловлено влиянием сил вязкости.

Расчет механической задачи проведен для обработки с перекрытием импульсов при радиусе пятна 1 мм и пошаговом смещении 0.7 мм. Для сплава АМг6 величины модуля Юнга, коэффициента Пуассона и плотности имеют следующие характерные значения: E=71 ГПа, μ=0.31, ρ=2640 кг/м^3. Динамический предел текучести сплава АМг6 находился по модели Джонсона-Кука в форме, приведенной в [4].

Распределение остаточных напряжений по поверхности образца и его деформированная форма приведены на рис. 4.

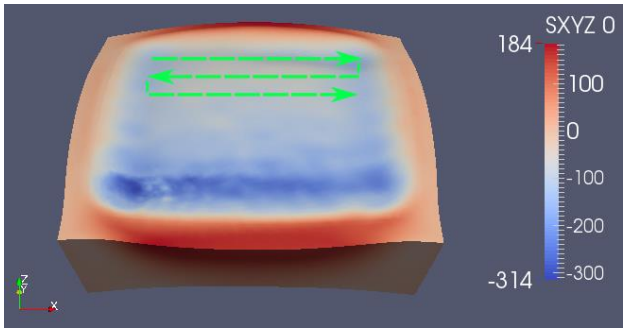


Рис. 4. Остаточные напряжения σ_{xx} (МПа) в образце и деформированная форма образца (ось x параллельна направлению обработки, схема обработки показана пунктирной линией). Деформации увеличены в 50 раз.

Из представленных результатов видна значительная неравномерность распределения остаточных напряжений по поверхности образца. Данный результат является нежелательным с точки зрения практического применения, поэтому необходим поиск оптимальной схемы обработки, минимизирующей указанный эффект. Это лишний раз подчеркивает важность развития методов численного моделирования.

Следует отметить, что приведенный на рис. 4 расчет обработки образца 196-ю (14x14) лазерными импульсами, даже при использовании явной схемы и технологии параллельных вычислений Open MP, требует значительного расчетного времени. Поэтому в дальнейшем планируется разработка приближенных методов расчета с использованием усредненных величин.

На рис. 5 приведено сравнение распределение остаточных напряжений по глубине образца с экспериментальными данными [3]. Расчет остаточных напряжений произведен с учетом применяемого в экспериментах послойного удаления вышележащих слоев материала для определения остаточных напряжений на заданной глубине.

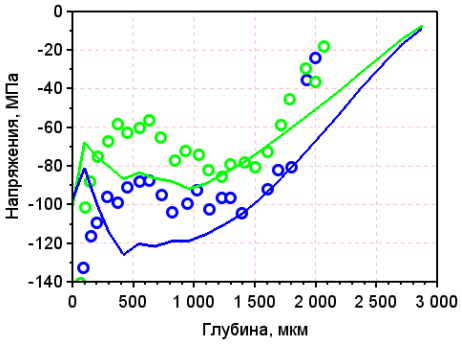


Рис. 5. Распределение остаточных напряжений в центре упрочняемого образца по глубине: (—) — σ_{xx}, (—) — σ_{yy}, **O**, **O** — экспериментальные данные [3] для σ_{xx}, σ_{yy}

Из рисунка видно, что расчет воспроизводит основные особенности наблюдаемого в экспериментах распределения напряжений по глубине, включая немонотонность и различие значений напряжений в двух перпендикулярных направлениях. Тем не менее, между экспериментальными и расчетными значениями напряжений наблюдается отличие 20–40%. Различия между расчетом и экспериментом могут быть обусловлены многими факторами. В частности, применимость модели Джонсона-Кука на временах порядка 10 нс требует отдельного исследования.

Важным наблюдаемым в экспериментах явлением является значительное, более чем на порядок, увеличение плотности дислокаций в поверхностном слое упрочняемого образца. В настоящее время разрабатывается модель, связывающая изменение плотности дислокаций с амплитудой напряжений в ударной волне и ее длительностью. В основе данной модели лежит предположение о формировании под действием напряжений в ударной волне большого количества точечных дефектов на границе зерен, которые впоследствии образуют дополнительные дислокационные петли. Проведенные оценки изменения плотности дислокаций в поверхностном слое с хорошей точностью соответствуют экспериментальным данным [3].

3 Заключение

В настоящей работе получены следующие основные результаты:

- Предложена модель расчета зависимости давления на упрочняемый образец от времени. Получено хорошее соответствие расчетных и экспериментальных данных для давления, создаваемого воздействием лазерными импульсами на алюминиевую поверхность.
- Создан трехмерный конечно-элементный код для расчета распространения ударной волны в твердом теле, получено качественное соответствие расчетных и экспериментальных данных по остаточным напряжениям после лазерной ударной обработки в сплаве АМг6.
- Создана приближенная модель формирования дислокаций при лазерном ударном упрочнении.

В дальнейшем планируются следующие направления работы:

- Разработка приближенных методов расчета обработки поверхности, заменяющей детальный расчет воздействия каждого лазерного импульса усредненными величинами.
- Создание удобного для пользователя программного продукта, позволяющего моделировать процесс лазерного упрочнения реальных промышленных образцов (в частности, компрессорных лопаток авиационных двигателей)
- Дальнейшее развитие моделей, описывающих микроструктурные изменения в материалах при ударно-волновом воздействии.

Список использованных источников

[1] Ulybyshev K.E., Likhanskii V.V., Aliev T.N. et al. Modeling of Time Pressure Profile on Sample Surface during Laser Hardening of Material //J. Engin. Thermophys. 32, 627–636 (2023). https://doi.org/10.1134/S1810232823030165.

[2] Berthe L., Sollier A., Peyre P., Carboni C., Bartnicki E., Fabbro R. Physics of shock-wave generation by laser-plasma in water confinement regime. Conference: High-Power Laser Ablation III - High-Power Laser Ablation, 2000, Santa Fe, NM, United States.

[3] Бакулин И.А., Кузнецов С.И., Панин А.С., Тарасова Е.Ю. Лазерная ударная обработка сплава АМг6 без защитного покрытия //Физика и химия обработки материалов, 2021, № 1, с. 31-39.

[4] Б. Л. Глушак, О. Н. Игнатова, В. А. Пушков и др. Динамическое деформирование сплава АМг6 при нормальной и повышенной температурах. //Прикладная механика и техническая физика, 2000, т. 41 № 6, с. 139-143.

ЛАЗЕРНАЯ УДАРНАЯ ОБРАБОТКА АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА В РЕЖИМЕ ОДИНОЧНЫХ ИМПУЛЬСОВ

В.Е. Рогалин[1], В.Ю. Железнов[1], Т.В. Малинский[1], С.И. Миколуцкий[1], Р.Р. Хасая[1], Ю.В. Хомич[1], В.В. Исаков[2], А.Л. Козлов[2], Ю.А. Ножницкий[2], С.А. Шибаев[2], М.А. Петров[3]

[1] ИЭЭ РАН, Санкт-Петербург,

[2] ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

[3] Московский Политехнический Университет, Москва

e-mail: v-rogalin@mail.ru

Исследована лазерная ударная обработка сплава алюминия Д16Т, широко применяемого в авиации. Использован режим одиночных импульсов Nd:YAG лазера (длина волны 1,064 мкм, длительность импульса 10 нс, энергия 0,5 Дж) при воздействии в водной среде через поглощающее покрытие (черная виниловая лента толщиной 200 мкм). При плотности энергии 20 – 32 Дж/см^2 обнаружена необратимая деформация металла (возникло углубление на обработанной поверхности). Его глубина пропорциональна плотности энергии.

LASER IMPACT TREATMENT OF ALUMINUM ALLOY IN SINGLE PULSE MODE

V.E. Rogalin[1], V.Yu. Zheleznov[1], T.V. Malinsky[1], S.I. Mikolutsky[1], R.R. Khasaya[1], Yu.V. Khomich[1], V.V. Isakov[2], A.L. Kozlov[2], Yu.A. Nozhnitsky[2], S.A. Shibaev[2], M.A. Petrov[3]

[1] IEE RAS, Saint Petersburg, Russia

[2] CIAM, Moscow, Russia

[3] Moscow Polytechnic University, Moscow, Russia

Laser impact treatment of aluminum alloy D16T, widely used in aviation, was investigated. The single-pulse mode of Nd:YAG laser (wavelength 1.064 μm, pulse duration 10 ns, energy 0.5 J) was used when acting in an aqueous medium through an absorbing coating (black vinyl tape 200 μm thick). At an energy density of 20 – 32 J/cm^2,

1 Введение

Лазерная ударная обработка (ЛУО) - наиболее эффективный метод упрочнения металлических изделий, подверженных многоцикловой нагрузке в процессе эксплуатации. Метод эффективно используется в авиационной промышленности для обработки деталей двигателей. Часто этот метод называют лазерной ковкой (laser shock peening, LSP).

Технология предназначена для создания в поверхностных слоях деталей сжимающих остаточных напряжений. Процесс приводит к блокировке микротрещин, возникших в процессе изготовления, и блокированию их роста, а также снижению вероятности появления забоин и других поверхностных повреждений [1, 2].

Режим ЛУО создается следующим образом. На поверхность обрабатываемой детали фокусируется излучение лазера наносекундной длительности для создания оптического пробоя на поверхности металла. Наиболее эффективно процесс происходит под слоем воды. Ударное воздействие плазмы оптического пробоя на поверхность материала значительно усиливается благодаря наличию надповерхностного слоя воды, ограничивающего разлет плазмы (рис. 1). В результате, обрабатываемая деталь подвергается гидроудару, обеспечивающему давление на поверхность в несколько ГПа. Обычно для этого требуется плотность мощности в диапазоне от 10^9 до 10^{11} Вт/ см^2.

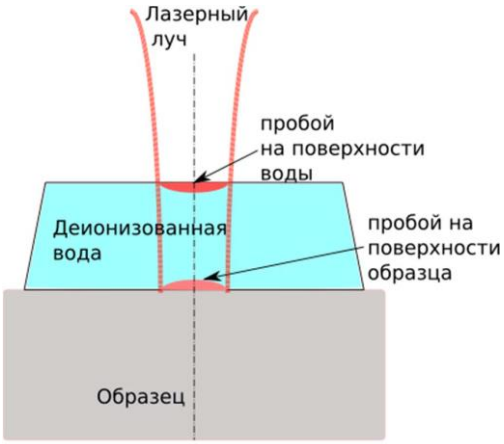


Рис. 1. Принципиальная схема процесса ЛУО

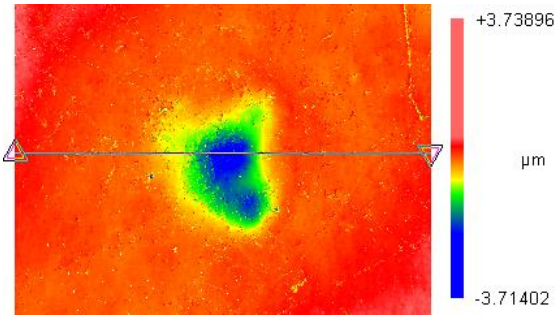
Цель этой работы – определение параметров лазерного излучения, при которых наблюдается режим ЛУО в образцах алюминиевого сплава Д16Т, широко применяемого в авиационной технике.

2 Методика и эксперимент

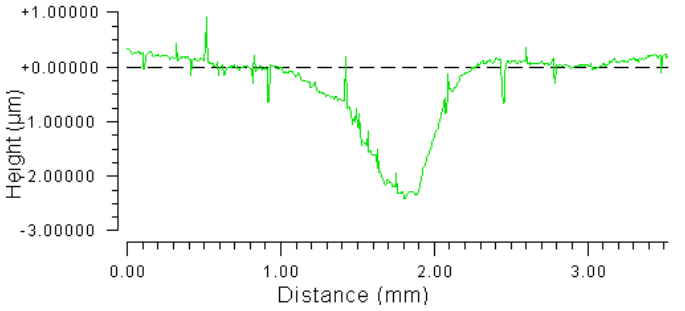
Проведены эксперименты в интересах ЛУО на образцах алюминиевого сплава Д16Т с помощью твердотельного Nd:YAG лазера (длина волны 1,064 мкм, длительность импульса 10 нс, а энергия 0,5 Дж) [3, 4]. Цилиндрические образцы (диаметр 20 мм и толщина 20 мм) с полированной поверхностью помещались в емкость с деионизованной водой. Слой воды над поверхностью образца поддерживался на уровне ~ 1 мм. На поверхность образцов наносилось поглощающее покрытие, в качестве которого использовалась черная изоляционная лента толщиной ~ 200 мкм (остаточное отражение ~ 1 %). Каждое лазерное пятно на всех образцах было идентифицировано и в дальнейшем тщательно исследовано с помощью многолучевого оптического профилометра (NewView 7300) с разрешением до 5 нм. Данная работа является продолжением цикла исследований коллектива в области лазерного наноструктурирования материалов [2, 4-6].

Определен диапазон плотностей энергии, при которых возможно создание режима ЛУО. Установлено, что плотность мощности (энергии) излучения находится в достаточно узком диапазоне между порогом оптического пробоя металла в воде и порогом пробоя воды (рис. 1).

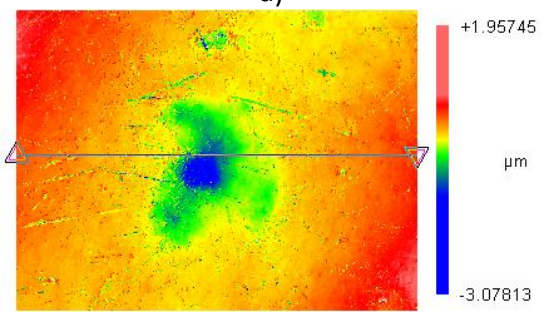
На рис. 2. приведены профилограммы образца Д16Т с поглощающим покрытием, после воздействия излучения при плотности энергии 20 – 32 Дж/см^2. Видно, что в области воздействия, начиная с плотности энергии ~20 Дж/см^2, создается углубление, достигающее при плотности энергии 32 Дж/см^2, величины около 2 мкм.



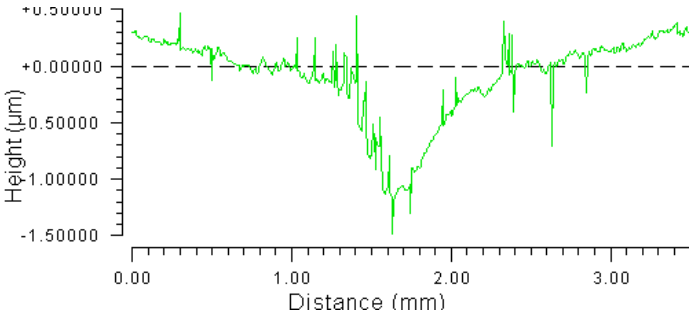
а)



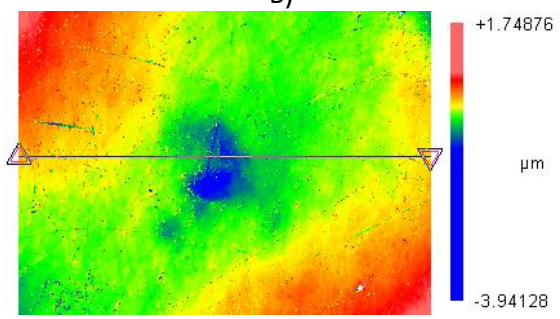
б)



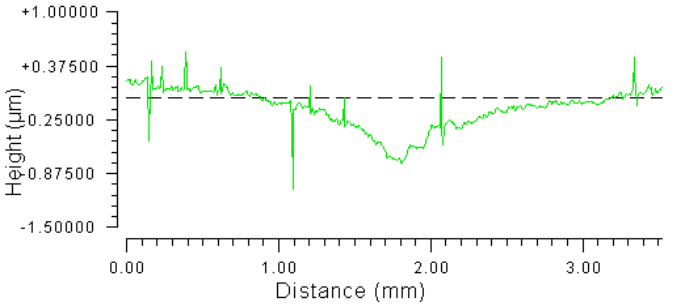
в)



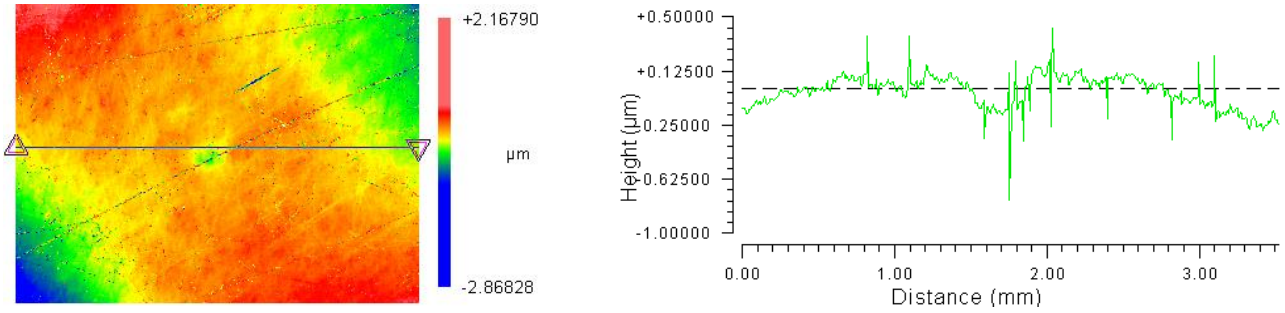
г)



д)



е)



ж) з)

Рис. 2. Данные профилометрии (слева – двумерное изображение; справа – профиль по проведенной линии) поверхности образца Д16Т с поглощающим покрытием, полученные после воздействия излучения при плотности энергии: а), б) W_p=32 Дж/см^2; в), г) W_p=30 Дж/см^2; д), е) W_p=25 Дж/см^2; ж), з) W_p=20 Дж/см^2

Для наглядности на рис. 3. приведена зависимость величины возникшего углубления на поверхности образца от плотности энергии лазерного импульса. В данном диапазоне энергий она имеет линейный характер. Измеренная средняя шероховатость R_a после такого вида обработки составила около 0,1 мкм, что значительно ниже, чем при воздействии на образец лазерным импульсом в водной среде без покрытия (R_a ~ 2,3 мкм).

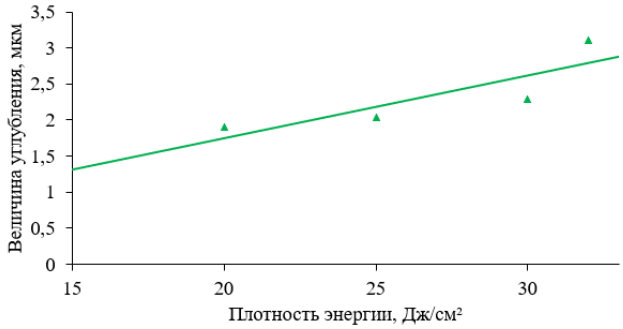


Рис. 3. Зависимость величины углубления на поверхности образца Д16Т от плотности энергии лазерного импульса

3 Заключение

В результате воздействия на сплав алюминия Д16Т в водной среде через поглощающее покрытие (черная изоляционная лента толщиной около 200 мкм) при плотности энергии в импульсе 20 – 32 Дж/см^2 и следующих параметрах лазера: длина волны 1,064 мкм, длительность импульса 10 нс, энергия 0,5 Дж – обнаружена необратимая деформация материала в виде впадины на обработанной поверхности. Как показал эксперимент, глубина этой впадины пропорциональна плотности энергии воздействующего излучения.

Авторы статьи выражают благодарность Сергееву А.А. и Ивакину С.В. за помощь в проведении экспериментов на Nd:YAG лазере.

Работа выполнена в рамках договора о НИР № 21-К3931/2023 от 11.04.2023.

Список использованных источников

[1] Новиков И.А., Ножницкий Ю.А., Шибаев С.А. Мировой опыт в исследовании и применении технологического процесса лазерной ударной обработки металлов (обзор) // Авиационные двигатели. 2022. № 2 (15). С. 59-81.

[2] Khomich Yu.V., Malinskiy T.V., Mikolutskiy S.I., Prokofiev A.B., Rogalin V.E., Yamshchikov V.A., Zheleznov V.Yu. Laser hardening of aerospace structural materials // Acta Astranautica. 2024. V. 225. P. 307-315.

[3] Погода А.П., Сергеев А.А., Хахалин И.С., Попов Е.Э., Истомина Н.Л., Борейшо А.С., Петров В.М. Голографические отражательные решётки Брэгга коэффициента усиления и их роль в работе мощных импульсных лазеров // Квантовая электроника. 2020. Т. 50. № 7. С. 658-661.

[4] Железнов В.Ю., Малинский Т.В., Миколуцкий С.И., Рогалин В.Е., Хомич Ю.В., Ямщиков В.А., Сергеев А.А., Ивакин С.В., Каплунов И.А., Иванова А.И. Ударное воздействие наносекундных лазерных импульсов на поверхность бескислородной меди в воде // Неорганические материалы. 2024. Том 60. № 5. С. 555-562.

[5] Хомич В.Ю., Шмаков В.А. Механизмы и модели прямого лазерного наноструктурирования материалов // Успехи физических наук. 2015. Т.185. № 5. С. 489-499.

[6] Железнов Ю.А., Малинский Т.В., Миколуцкий С.И., Рогалин В.Е., Филин С.А., Хомич Ю.В., Ямщиков В.А., Каплунов И.А., Иванова А.И. Деформационные процессы на поверхности никелевого сплава при воздействии наносекундными лазерными импульсами // Деформация и разрушение материалов. 2021. № 2. С. 15-20.

ВЛИЯНИЕ ПРОФИЛЯ ИМПУЛЬСА ДАВЛЕНИЯ НА ОСТАТОЧНЫЕ НАПРЯЖЕНИЯ ПРИ ЛАЗЕРНОЙ УДАРНОЙ ОБРАБОТКЕ

А.А. Ширяев[1,2], А.С. Миленин[1]
[1] АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия
[2] Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

В работе изучалось влияние профиля импульса давления лазерного пятна на распределение остаточных сжимающих напряжений на участке кромки пера лопатки компрессора из титанового сплава при математическом моделировании лазерной ударной обработки. Обработка выполнялась лазерным лучом без перекрытия в один проход с обеих сторон кромки пера лопатки.
В результате анализа результатов моделирования установлено, что обратный профиль импульса давления приводит к большим поверхностным остаточным напряжениям до -420 МПа, при этом глубина сжимающих остаточных напряжений не превышает 0,07 мм. Прямой профиль импульса давления обеспечивает глубину сжимающих остаточных напряжений до 0,14 мм (в два раза больше), величина остаточных напряжений находится в диапазоне -180…-120 МПа.

EFFECT OF PRESSURE PULSE PROFILE ON RESIDUAL STRESSES IN LASER SHOCK PEENING

A.A. Shiryaev[1,2], A.S. Milenin[1]
[1] UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia
[2] Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

The paper studies the influence of the laser spot pressure pulse profile on the distribution of residual compressive stresses on the edge of a compressor blade feather made of titanium alloy using mathematical modeling of laser shock peening. The treatment was performed by a laser beam without overlapping in one pass on both sides of the blade feather edge.
As a result of the analysis of the modeling results, it was found that the reverse pressure pulse profile leads to large surface residual stresses up to -420 MPa, while the depth of the compressive residual stresses does not exceed 0.07 mm. The direct pressure pulse profile provides a depth of compressive residual stresses up to 0.14 mm (twice as much), the residual stresses value is in the range of -180 ... -120 MPa.

1 Введение

Повышение усталостной долговечности деталей газотурбинного двигателя (ГТД) является актуальной задачей в авиастроении. Особенно это касается тонкостенных деталей (лопаток компрессора), так как от этого напрямую зависят эксплуатационные характеристики ГТД [1]. Одним из способов увеличения усталостной долговечности является создание эпюры сжимающих остаточных напряжений на определенную глубину, поскольку это существенно повышает прочностные характеристики деталей ГТД, их износостойкость, коррозионную стойкость, позволяет замедлить образование и рост трещин [2]. Для достижения данной цели применяются различные методы поверхностного упрочнения [3], в т.ч. лазерная ударная обработка (ЛУО) [4].

ЛУО — это технология упрочнения поверхностного слоя, преимуществом которой является большая глубина сжимающих остаточных напряжений (> 0,3 мм) относительно остальных методов упрочнения [4] и возможность обработки тонкостенных элементов ГТД, таких как кромки пера лопаток [3-5].

Основной проблемой при ЛУО лопаток компрессора является отклонения по геометрии профиля пера лопатки, поэтому упрочнение необходимо проводить одновременно с обеих сторон.

2 Основная часть

Были установлены формы импульсов давления, сгенерированная лазерным воздействием с использованием фотонного доплеровского измерителя скорости. На рисунке 1 представлена принципиальная измерительная схема.

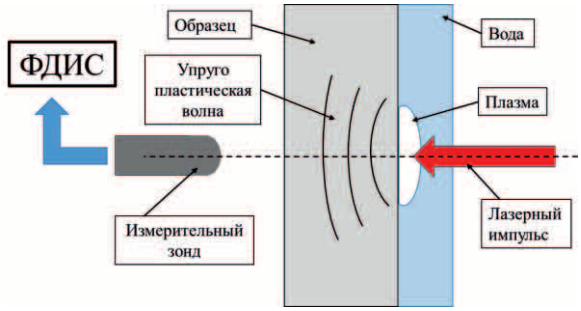


Рис. 1. Измерительная схема измерения скорости свободной поверхности

Формы импульсов, зависящие от плотности мощности представлены на рисунке 2. Предполагается, что импульс давления имеет треугольный профиль.

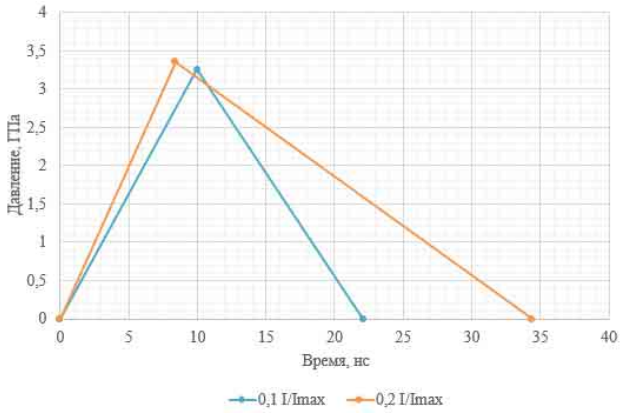


Рис. 2. Форма импульса давления при квадратном пятне 3x3 мм

В работе [6] установлено, что форма импульса давления оказывает значительное влияние на получаемую эпюру остаточных напряжений по глубине. Треугольный профиль с положительным наклоном и монотонно возрастающей мощностью к пику (обратный) приводит к большему давлению и соответственно большим сжимающим остаточным напряжениям (ОН) по глубине по сравнению с профилем давления с отрицательным наклоном (прямой).

Для оценки влияния формы профиля импульса давления (рисунок 3) было проведено математическое моделирование процесса ЛУО для кромки пера лопатки. Геометрические размеры участка кромки пера лопатки и граничные условия указаны на рисунке 4.

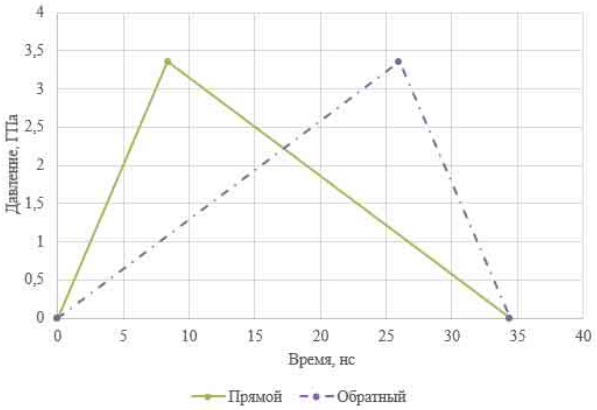


Рис. 3. Сравниваемые в исследовании профили импульса давления: прямой и обратный при плотности мощности 0,2 I/I_{max}

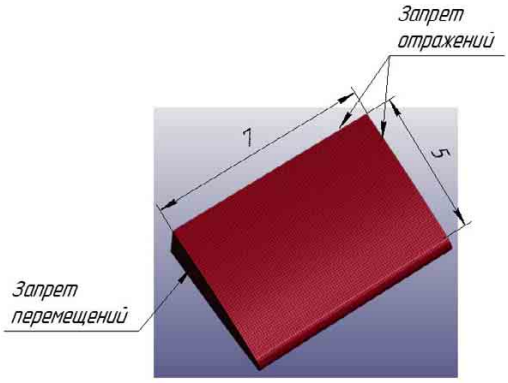


Рис. 4. Модель кромки пера лопатки с габаритными размерами и граничными условиями

Для моделирования процесса ЛУО использована модель Джонсона-Кука:

$$\sigma_{eq} = \left[A + B(\varepsilon_{eq}^{pl})^n\right] \cdot \left[1 + C \cdot ln\frac{\dot{\varepsilon}_{eq}^{pl}}{\dot{\varepsilon}_0}\right] \qquad (1)$$

В результате моделирования получили распределения ОН в сечениях кромок пера лопаток, были построены эпюры ОН по сечению кромки пера лопатки (вдоль линии на рисунке 5). Эпюры ОН представлены на рисунке 6.

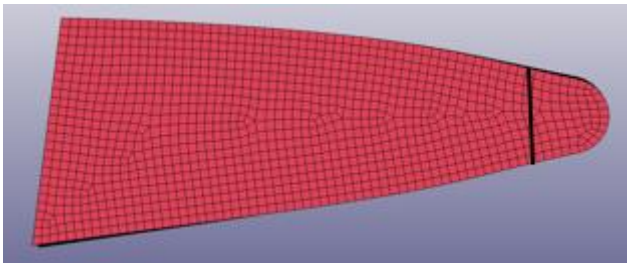


Рис. 5. Сечение кромки пера лопатки и линия контроля эпюры ОН

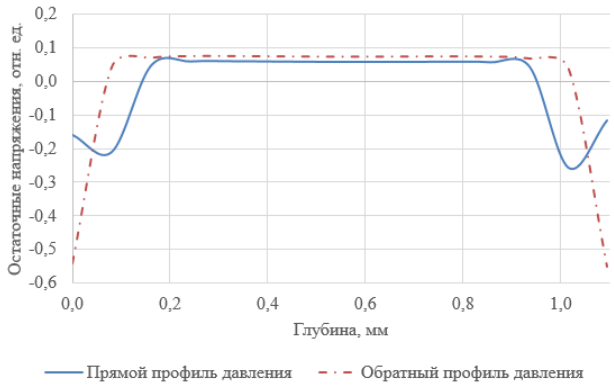


Рис. 6. Эпюры остаточных напряжений вдоль лопатки при различных профилях импульса давления при 0,2 I/I_{max}

Обратный профиль импульса давления приводит к большим поверхностным ОН до -420 МПа, при этом глубина сжимающих ОН не превышает 0,07 мм. Прямой профиль импульса давления обеспечивает глубину сжимающих ОН до 0,14 мм, величина ОН находится в диапазоне -180…-120 МПа.

ЛУО при выбранных параметрах обработки приводит к растягивающим ОН до 50 МПа вне зоны пластической деформации.

3 Заключение

Установлено, что обратный профиль импульса давления приводит к большим сжимающим поверхностным ОН до -420 МПа при меньшей глубине по сравнению с прямым профилем импульса давления.

Список использованных источников

[1] Иноземцев, А.А. Развитие технологий в отечественном гражданском авиадвигателестроении // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. 2024, №1, С.4-17

[2] Wang, M., Chen, X., Dai, F., Siddiquee, A., Konovalov, S. Effects of different laser shock processes on the surface morphology and roughness of TC4 titanium alloy // Journal of Materials Processing Technology. 2024. no. 325. 118301. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2024.118301.

[3] Ширяев А.А., Габов И.Г., Миленин А.С., Таиров Д. Ф. Сравнение методов упрочнения на предел выносливости лопаток из титанового сплава // Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение. 2023. Т.25, №4. С.109-117.

[4] 10. Новиков И.А., Ножницкий Ю.А., Шибаев С.А. Мировой опыт в исследовании и применении технологического процесса лазерной ударной обработки металлов (обзор) // Авиационные двигатели. 2022. №2. С. 59–82. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_59

[5] Y. Fang. Strengthening Effects of the Laser Light Impact on a TC17 Blade in View of Simulations and Experiments // Journal of Russian Laser Research, no. 42(3), P.328-339 DOI:10.1007/s10946-021-09966-1

[6] Zhou L., Zhu C., Yuan H., Mei X., Jiang J., Lu Z. Influence of the laser pulse time profile on residual stress characteristics in laser shock Peening // Optics Express. 2023. Vol. 31. no. 11. 18039. DOI: 10.1364/OE.489426

ЛАЗЕРНАЯ УДАРНАЯ ОБРАБОТКА: ОТЕЧЕСТВЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЛИЯНИЕ НА ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СВОЙСТВА РАЗЛИЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Д.Д. Королев[1], Г.Д. Кожевников[1], М.А. Ляховецкий[1], А.В. Ионов[1]
[1] ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Москва

В работе представлены результаты совместной разработки авторов и ООО «Прогрессивные производственные технологии» - установки LS-85 для лазерной ударной обработки (ЛУО). Приведены технические характеристики оборудования и его производственные возможности. На примере титанового сплава ВТ6 продемонстрированы изменения свойств поверхностного слоя после ЛУО, а также представлены результаты усталостных испытаний различных конструкционных сплавов. Полученные данные подтверждают перспективность применения данной технологии при производстве авиационных двигателей.

LASER SHOCK PEENING: DOMESTIC EQUIPMENT AND IMPACT ON THE OPERATIONAL PROPERTIES OF VARIOUS MATERIALS

D.D. Korolev[1], G.D. Kozhevnikov[1], M.A. Lyakhovetsky[1], A.V. Ionov[1]

[1] MAI, Moscow, Russia

The paper presents the results of the joint development of the authors and Advanced Production Technologies LLC, the LS-85 laser shock peening (LSP) units. The technical characteristics of the equipment and its production capabilities are given. Using the VT6 titanium alloy as an example, changes in the properties of the surface layer after LSP are demonstrated, as well as the results of fatigue tests of various structural alloys. The data obtained confirm the prospects of using this technology in the production of aircraft engines.

1 Введение

Современные требования к газотурбинным двигателям (ГТД) характеризуются повышенными эксплуатационными показателями. Особую актуальность эти требования приобретают при разработке перспективных моделей силовых установок, где необходимо обеспечивать принципиально новые уровни эффективности и безопасности эксплуатации. Однако достижение требуемых показателей ресурса и надежности сталкивается с существенными технологическими вызовами, включая воздействие экстремальных механических нагрузок, вибрационных процессов и связанного с ними ускоренного развития усталостных повреждений в критически важных компонентах, таких как, компрессорные лопатки ГТД.

Для решения указанных проблем в промышленности широко применяются методы поверхностного пластического деформирования, такие как ультразвуковая обработка шариками и дробеструйная обработка [1]. Эти технологии позволяют существенно повысить сопротивление усталостному разрушению и обеспечить стабильную работу деталей в условиях повышенных эксплуатационных нагрузок, а также увеличить их ресурс при возможном попадании посторонних предметов в двигатель. Суть данных методов заключается в создании в поверхностном слое детали благоприятного поля сжимающих остаточных напряжений, что приводит к значительному улучшению эксплуатационных характеристик. Ключевыми преимуществами таких технологий являются эффективное торможение развития усталостных трещин и повышение стойкости к механическим повреждениям.

В представленной работе основное внимание уделено перспективной альтернативе традиционным методам - лазерной ударной обработке (ЛУО), демонстрирующей существенные преимущества по глубине формирования остаточных сжимающих напряжений [2,3]. Особый интерес представляет совместно разработанная авторами и ООО «Прогрессивные производственные технологии» опытно-промышленная установка для реализации данной технологии, позволяющая достигать принципиально новых эксплуатационных характеристик обрабатываемых деталей. Проведенные исследования подтверждают значительный потенциал лазерной ударной обработки как эффективного средства повышения долговечности критически важных элементов ГТД.

2 Оборудование и результаты исследований

Экспериментальные исследования проводились на опытно-промышленной установке лазерной ударной обработки LS-85, оснащенной Nd:YAG-лазером с длиной волны 1064 нм. Установка обеспечивает импульсное воздействие с частотой до 10 Гц, что при оптимальной стратегии обработки позволяет достигать производительности 1,5-2 м²/час.

Рис. 1. Установка для ЛУО LS-85 [4]

Четырехосевая система позиционирования обеспечивает обработку большинства типов лопаток, а возможность модернизации до шести осей расширяет технологические возможности для работы с деталями сложной криволинейной геометрии. Максимальные габариты обрабатываемых изделий составляют до 400 мм в длину.

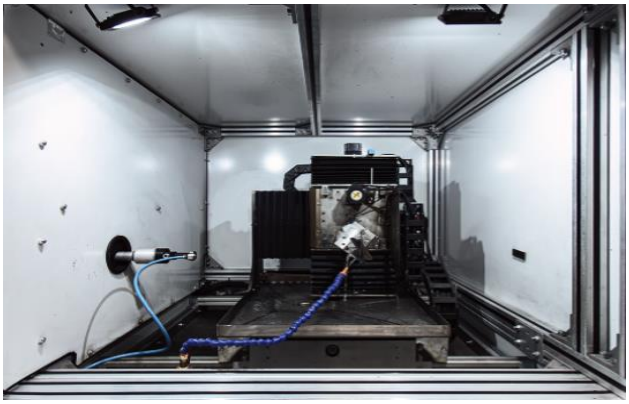


Рис. 2. Рабочая камера установки для ЛУО LS-85 [4]

Важным элементом установки для лазерной ударной обработки является гибкая система подачи отражающего слоя (воды), которая адаптируется под зону обработки, обеспечивая равномерное распределение жидкости для эффективного формирования плазмы. Это позволяет обрабатывать детали сложной геометрии без потери качества. Кроме того, в конструкции предусмотрена система защиты оптических элементов - «воздушный клин», которая предотвращает загрязнение элементов лазерного излучателя продуктами обработки, и как следствие разрушение оптических элементов.

Работа установки начинается с передачи управляющей программы с персонального компьютера оператора. Система машинного зрения анализирует заданные параметры обработки и при необходимости автоматически вносит корректировки для обеспечения максимальной точности. Далее управляющие сигналы поступают на центральный контроллер, который синхронизирует работу всех систем: лазерный излучатель генерирует импульсы ("выстрелы"), воздействующие на поверхность детали; система позиционирования точно перемещает деталь в рабочей зоне; одновременно с этим подается вода, формирующая отражающий слой, и включается подача воздуха для создания защитного "воздушного клина", предохраняющего оптические элементы. Благодаря полной автоматизации всех процессов система обеспечивает высочайшую точность обработки, исключая влияние человеческого фактора и гарантируя стабильное качество результатов.

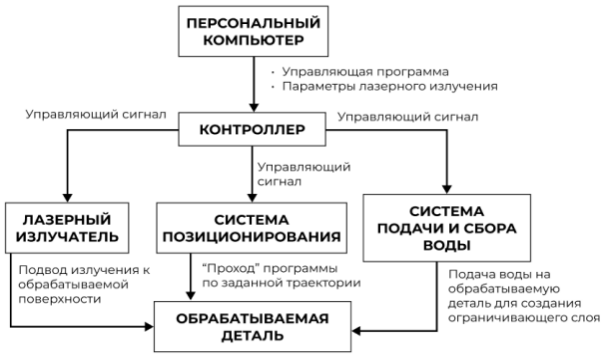


Рис. 3. Схема работы установки LS-85

Исследования продемонстрировали высокую эффективность лазерной ударной обработки для модификации свойств конструкционных материалов. На примере титанового сплава ВТ6 установлено, что глубина зоны с повышенным значением микротвердости практически достигает 900 мкм при плотности мощности 6,5 ГВт/см², а степень наклепа поверхности не превышает 20%. Вариация режимов обработки в диапазоне 2,17-6,5 ГВт/см² позволяет контролируемо изменять глубину модифицированного слоя от 300 до 900 мкм. Микроструктурный анализ выявил формирование поверхностного слоя с измененными размерами зерен толщиной 10-20 мкм.

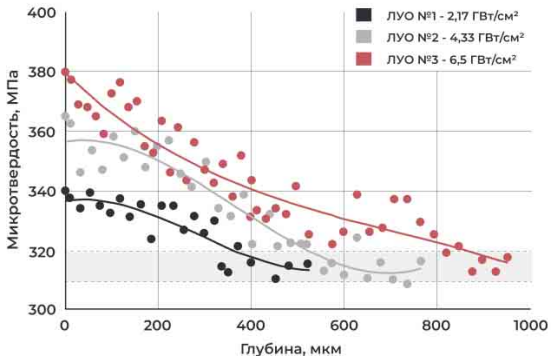


Рис. 4. Глубина слоя с повышенным значением микротвердости на титановом сплаве ВТ6 при различных интенсивностях лазерного излучения

Результаты измерения остаточных напряжений методом ак. Давиденкова на титановом сплаве ВТ6 после ЛУО показали, что глубина распространения остаточных сжимающих напряжений аналогична распределению микротвердости по глубине. При варьировании режимов 2,17–6,5 ГВт/см^2 она изменяется с глубины 300 мкм и практически достигает 1 мм при максимальном режиме обработки.

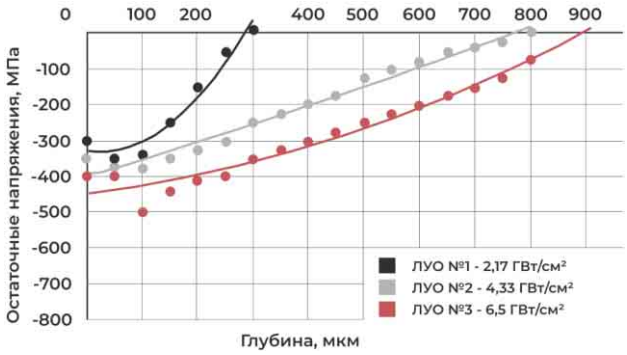
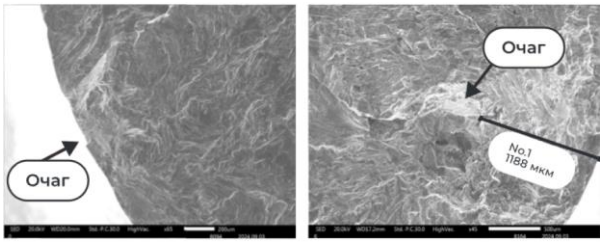


Рис. 5. Эпюры остаточных сжимающих напряжений в титановом сплаве ВТ6 после ЛУО с различными интенсивностями лазерного излучения

Особый интерес представляют результаты усталостных испытаний корсетных образцов из различных сплавов. Для материалов 30ХН2МФА, Д16Т, АК4-1, 30ХГСА и ВТ6 зафиксирован значительный прирост усталостной долговечности, составивший соответственно 41%, 108%, 115%, 275% и 236%.

Фрактографический анализ после усталостных испытаний выявил, что наблюдаемое увеличение усталостной долговечности обусловлено смещением очага зарождения трещин с поверхности в глубину материала.



а) б)

Рис. 6. Глубина залегания очага трещины на образцах из титанового сплава ВТ6. а) До обработки, б) После лазерной ударной обработки

Данный эффект напрямую связан с формированием благоприятного поля остаточных сжимающих напряжений в поверхностном слое обработанных образцов.

3 Заключение

Проведенные исследования подтвердили высокую эффективность лазерной ударной обработки для модификации поверхностных слоев конструкционных материалов. Ключевые результаты работы:

1. Опытно-промышленная установка LS-85 обеспечивает формирование упрочненного слоя глубиной до 1 мм с возможностью контролирования глубины.
2. Для всех исследованных сплавов зафиксирован значительный прирост усталостной долговечности.
3. Установлен механизм повышения ресурса, связанный со смещением зоны зарождения трещины.

Полученные данные показывают перспективность внедрения данной технологии для повышения надежности ответственных деталей в авиадвигателестроении и энергомашиностроении.

Список использованных источников

[1] Основы технологии производства воздушно-реактивных двигателей. Учебник для студентов авиационных специальностей вузов/ А. М. Сулима, А. А. Носков, А. В. Подзей и др. – М.: Машиностроение, 1993 – 312 с.: ил.

[2] Лазерное ударное упрочнение титанового сплава ВТ6 с алюминиевым абляционным покрытием / М. А. Ляховецкий, Д. Д. Королев, Г. Д. Кожевников, М. В. Волков // Быстрозакаленные материалы и покрытия : Материалы XVIII Международной научно-технической конференции, Москва, 19–20 октября 2021 года. – Москва: Издательство Пробел-2000, 2021. – С. 258-263.

[3] Королев Д.Д. Разработка технологии лазерной ударной обработки для повышения усталостной прочности компрессорных лопаток из титановых сплавов авиационных двигателей: дис. канд. техн. наук: 2.5.15. - Москва, 2024. - 132 с.

[4] Система LS-85 для лазерной ударной обработки // Лазерный удар - инновационная технология упрочнения URL: https://lasershock.ru/services (дата обращения: 14.05.2025).

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПТИМИЗАЦИИ РЕЖИМОВ ЛАЗЕРНОЙ УДАРНОЙ ОБРАБОТКИ С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Г.Д. Кожевников, Д.Д. Королев, М.А. Ляховецкий, Д.А. Токачев
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Москва

Разработана методика расчета оптимального напряженно-деформированного состояния (НДС) для повышения усталостной прочности деталей из титанового сплава ВТ6 с использованием лазерной ударной обработки (ЛУО). Методика объединяет прямое моделирование процесса ЛУО и метод собственных деформаций, обеспечивая точность и скорость прогнозирования остаточных напряжений, коробления и изменения рельефа поверхности. Экспериментальная проверка подтвердила достоверность результатов, а усталостные испытания показали увеличение предела выносливости на 26% по сравнению с ультразвуковой обработкой.

DEVELOPMENT OF A METHODOLOGY FOR OPTIMIZING LASER SHOCK PEENING PARAMETERS USING NUMERICAL SIMULATION

G.D. Kozhevnikov, D.D. Korolev, M.A. Lyakhovetsky, D.A. Tokachev
Moscow Aviation Institute (MAI), Moscow, Russia

A methodology has been developed for calculating the optimal stress-strain state (SSS) to improve the fatigue strength of parts made from titanium alloy VT6 using laser shock peening (LSP). The methodology combines direct simulation of the LSP process with the eigenstrain method, providing both accuracy and speed in predicting residual stresses, distortion, and surface topography changes. Experimental validation confirmed the reliability of the results, while fatigue tests demonstrated a 26% increase in endurance limit compared to ultrasonic shot peening.

1 Введение

На сегодняшний день, одним из основных факторов, снижающих ресурс и надежность газотурбинных двигателей (ГТД) является усталостное разрушение деталей [1]. Увеличение усталостной прочности возможно за счет формирования слоя сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое детали с помощью методов поверхностного пластического деформирования.

В отечественной промышленности распространены дробеударные методы такие как: дробеструйная, гидродробеструйная, ультрозвуковая обработки и другие [2-3]. Упрочненный слой в данных методах формируется, за счет кинетической энергии шариков (стеклянных, стальных, керамических), которые воздействую на поверхность, совершая пластическую деформацию, из-за которой образуется слой сжимающих остаточных напряжений глубиной 100-200 мкм [1]. Получение большего слоя упрочнённого материала невозможно из-за энергии и скорости деформации, которая составляет порядка 10^4 $\frac{1}{c}$. Для достижения больших скоростей деформации и энергии воздействия и как следствие большей глубины упрочненного слоя применяется ЛУО.

В процессе ЛУО на поверхности детали образуется плазма высокого давления, которая воздействует на деталь, через защитный слой вызывая в нем ударные волны, которые пластически деформируют материал на глубины до нескольких миллиметров [1].

ЛУО является новой технологией для отечественного авиационного двигателестроения, поэтому для быстрой интеграции в существующие технологические процессы необходима разработка методики оптимизации технологических режимов и стратегий обработки.

Целью данной работы является разработка расчетной методики определения оптимального НДС для повышения усталостной прочности с помощью ЛУО на примере титанового сплава ВТ6.

2 Основная часть

В работе представлена комплексная математическая модель процесса ЛУО, учитывающая распределение остаточных напряжений, коробление детали за счет внутренних напряжений, прогнозирование изменение рельефа поверхности, которая позволит быстро интегрировать метод обработки в существующий технологический процесс, а также учитывать формируемые качества поверхностного слоя на этапе проектирования новых изделий.

В методики используется два подхода моделирования ЛУО: прямое моделирование и методом собственных деформаций.

Прямое моделирование заключается в одномерном расчете временной характеристики давления плазмы в ограниченном канале, с последующим моделированием распространения ударной волны внутри материала в явной постановке. В качестве модели описания поведения материала используется модель Джонсона Кука [4]. Достоинствами данного метода является точность описания физики распространения ударных волны и формируемого НДС, в зависимости от заданных технологических параметров, однако для расчетов обработки больших площадей необходимо большое количество вычислительных мощностей.

Метод собственных деформаций представляется собой обратную задачу по поиску НДС детали после обработки за счет прикладывания функции распределения собственных деформаций в поверхностном слое. Далее проводится статический расчет для определения НДС детали. Достоинствами данного метода является скорость расчета и простота.

Методика представляет собой комбинацию двух подходов моделирования с целью связи технологических параметров с формулируемым НДС и оценки усталостной прочности деталей.

Для валидации математической модели и методики проводилась обработка образцов и деталей на установке для лазерной ударной обработки LS-85 ООО «ППТ». В качестве варьируемых параметров были выбраны: интенсивность лазерного излучения, перекрытие лазерных пятен и толщины обрабатываемых деталей.

В результатах работы представлено сравнение численных и экспериментальным данных по поверхностным деформациям, распределению остаточных напряжений, коробления образцов из-за внутренних напряжений. Численные и экспериментальные данные имеют хорошее совпадение, как качественно, так и количественно.

Представлены результаты усталостных испытаний на корсетных образцах и образцах-имитаторах спинки. В результате подбора режима и обработки согласно методике, предел выносливости на образцах-имитаторах спинки увеличился на 26% по сравнению с ультразвуковой обработкой шариками, а на корсетных образцах количество циклов до разрушения увеличилось в 2,7 раза.

3 Заключение

В результатах работы описана расчетная методика и способы ее применения для повышения усталостных характеристик деталей, изготовленных из титанового сплава ВТ6. Показаны зависимости формируемого НДС после обработки в зависимости от режимов и их влияние на усталостную прочность детали.

Список использованных источников

[1] Королев Д.Д. Разработка технологии лазерной ударной обработки для повышения усталостной прочности компрессорных лопаток из титановых сплавов авиационных двигателей: дис. канд. техн. наук: 2.5.15. - Москва, 2024. - 132 с.

[2] Ширяев А. А. и др. СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ УПРОЧНЕНИЯ НА ПРЕДЕЛ ВЫНОСЛИВОСТИ ЛОПАТОК ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА //Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение. – 2023. – Т. 25. – №. 4. – С. 109-117.

[3] Томашевич А. М., Ширваньянц Г. Г., Теряев Д. А. Повышение ресурса и надежности елочных пазов диска турбины низкого давления с помощью ультразвукового поверхностного упрочнения шариками //Упрочняющие технологии и покрытия. – 2020. – Т. 16. – №. 11. – С. 491-495.

[4] Johnson G. R. A constitutive model and data for materials subjected to large strains, high strain rates, and high temperatures //Proc. 7th Inf. Sympo. Ballistics. – 1983. – С. 541-547.

ЛАЗЕРНАЯ УДАРНАЯ ОБРАБОТКА ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ФОРМООБРАЗУЮЩИХ И ПРАВОЧНЫХ ОПЕРАЦИЙ МИНИАТЮРНЫХ ЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ

М.А. Петров[1], С.А. Кострица[2], С.А. Шибаев[2], В.В. Исаков[2], Т.В. Малинский[3], В.Е. Рогалин[3], Д.А. Елесин[1]

[1] ФГАОУ ВО «Московский политехнический университет», Москва
[2] ГНЦ, ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва
[3] ФГБУН «Институт электрофизики и электроэнергетики РАН», Москва

Тема работы относится к современным способам изготовления миниатюрных деталей и полуфабрикатов, путём локального деформирования тонколистового материала по схеме лазерной ударной обработки, с применением лазерных технологий или лазерное формоизменение листа (ЛФЛ). В работе рассматриваются как формообразующие, так и правочные операции для листовых материалов из цветных металлов и сплавов, толщиной 100 мкм. Полученные результаты говорят о применимости лазеров для выполнения бесконтактных формообразующих и правочных операций, которые определяются длинной волны и временем воздействия лазерного импульса на материал.

LASER SHOCK PEENING FOR FORMING AND STRAIGHTENING OPERATIONS OF MINIATURE SHEET PARTS

M.A. Petrov[1], S.A. Kostritsa[2], S.A. Shibaev[2], V.V. Isakov[2], T.V. Malinskiy[3], V.E. Rogalin[3], D.A. Elesin[1]

[1] Moscow Polytechnic University, Moscow, Russia, [2] CIAM, Moscow, Russia

[1] FSAEI HE “Moscow Polytechnic University”, Moscow
[2] SRC, FAI ”CIAM”, Moscow
[3] FSBSI “Institute for Electrophysics and Electric Power Engineering of RAS”, Moscow

The goal of the work relates to modern methods of manufacturing miniature parts and semi-finished products by local deformation of thin sheet material similar to laser shock peening, using laser technology or laser sheet forming (LSF). The work considers both forming and straightening operations for sheet non-ferrous materials with a thickness of only 100 microns were considered in the work. The obtained results indicate the applicability of lasers for non-contact forming and straightening operations. The operation type depends on the wavelength and impulse exposure time of a laser, impacts the material surface.

1 Введение

Успешное развитие микроэлектронной промышленности привело к появлению и развитию нового направления в области объёмной и листовой обработки материалов давлением – микроштамповке или микродеформированию. В этом процессе особенно важным является выбор технологических параметров, от которых зависит результат серийного производства. Исправление дефектов, непреднамеренно полученных по результатам выполнения формообразующей операции, затруднён в силу малости размеров получаемых деталей. В связи с этим либо необходимо тщательно прорабатывать технологию изготовления, либо иметь возможность выполнять правку деталей.

Известно, что с уменьшением размеров листовых деталей соотношение прочностных свойств меняется и выбор параметров, согласно известным аналитическим зависимостям, может дать неправильный результат. В числе новых и необходимых к рассмотрению технологических параметров можно выделить шероховатость поверхности и соотношение среднего размера зерна или количество зёрен (кристаллитов) на толщину листовой заготовки.

В статье [1] рассматривается вопрос о влиянии соотношения среднего размера зерна к толщине листового материала на его механические свойства. Было установлено, что при уменьшении толщины листа с 150 мкм до 20 мкм наблюдается упрочнение образцов с более крупным зерном для трёх основных направлений прокатки, что связано с доминированием

монокристаллических свойств, в которых пластическая деформация затруднена, а предел прочности принимает максимальное значение. Описание изменения прочностных свойств основывается на уравнении или модели Холла-Петча [2, 3], описывающей упрочнение материала в зависимости от размера кристаллита, и определяется уравнением (1).

$$\sigma_т = \sigma_0 + \frac{k}{\sqrt{d}} \quad (1)$$

где σ_T – предел текучести материала; σ_0 – напряжение, необходимое для инициализации движения дислокаций, напряжение, которое характеризует меру межзёренного трения (например, для меди σ_0 = 20…25 МПа, для алюминия σ_0 = 20 МПа, для титана σ_0 = 80 МПа); k – коэффициент упрочнения или константа материала (например, для меди k = 0,11…0,14 МПа×м^{0,5}, для алюминия k = 0,04 МПа× м^{0,5}, для титана k = 0,4 МПа× м^{0,5}); d – средний размер зерна или кристаллита.

Авторы работы [4] выделяют несколько направлений развития микроштамповки: при помоши лазерного наклёпа (ЛШУ) или LSP, электромагнитного и гидравлического воздействия, а также с применением жёсткого, традиционного инструмента, пуансона и матрицы. Среди обозначенных способов лазерный наклёп позволяет выполнять формоизменяющие операции на уровне микро и даже нанометров. В статье [5] рассматривается вопрос о гибке стальной заготовки, толщиной 0,75 мм. Установлено, что при одной и той же мощности лазерного воздействия на поверхность материала угол гиба будет тем больше, чем больше лазерных импульсов или проходов будет выполнено. Полученный график является линейной функцией.

В данной работе рассматривается несколько способов микродеформирования заготовок из медной, латунной и алюминиевой фольги с применением метода лазерного наклёпа, целью которого является создание ударных волн, приводящих к остаточным, пластическим деформациям, реализованного на ультрафиолетовом и эксимерном лазерах.

При выполнении микродеформирования использовался как жёсткий инструмент, полученный по технологии 3D-печати по методу настольной стереолитографии (LCD), так и лазер. Также рассматривалась последовательность применения жёсткого инструмента и лазера. Оценка точности изготовления детали выполнялась бесконтактным методом, по результатам 3D-сканирования, основанного на методе структурированного подсвета.

2 Микродеформирование и правка

На рис. 1 показаны результаты микродеформирования для трёх разных значений коэффициента подобия (λ). Видно, что при λ=0,5 и λ=0,25 величина радиусов не выдерживается. Для их корректировки был применён бесконтактный способ лазерной правки.

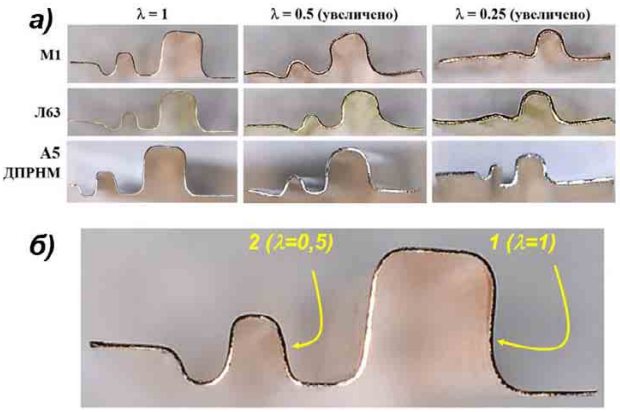


Рис. 1. Микроштамповка пластин для разных коэффициентов подобия (а); геометрически подобные участки пластин (б).

На рис. 2 показаны результаты одноугловой (V-образной) и двухугловой (U-образной) гибки пластин, без предварительной обработки лазером по линии гиба (располагаются под осевыми линиями) и с предварительной обработкой (располагаются над осевыми линиями).

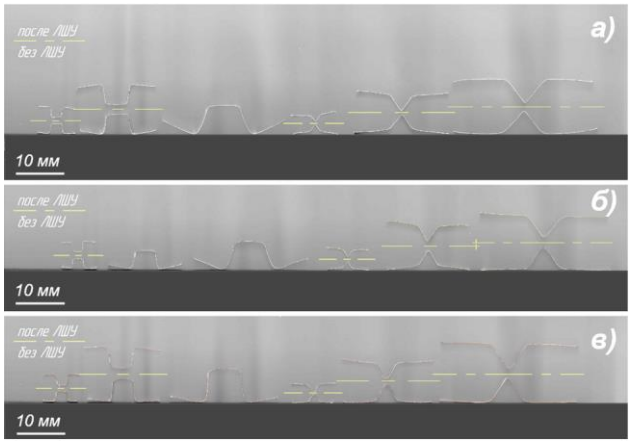


Рис. 2. Гибка пластин: алюминий технической чистоты А5 ДПРНМ (а), латунь Л63 (б) и медь М1 (в).

На рис. 3 показаны варианты исполнения деформирующего инструмента, полученных по методу 3D-печати LCD из керамоподобного фотополимера. За базовый вариант (λ=1) принят инструмент с максимальными размерами. Шаг подобия определён множителем ½, таким образом коэффициенты подобия равны: λ=1, λ=1/2 и λ=1/4.

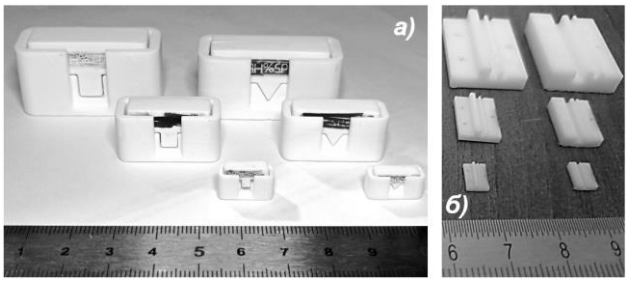


Рис. 3. Жёсткий формообразующий инструмент: а) для U-образной (слева) и V-образной (справа) гибки; б) для формообразования пластин.

Впоследствии полученные данные о мощности лазера, времени воздействия и количестве проходов были применены для получения деталей с более сложным геометрическим контуром.

3 Численное моделирование процесса ЛФЛ

На рис. 4 показаны результаты численного моделирования одного прохода лазера, состоящего из 15-ти последовательных импульсов. Обработка выполнялась слева-направо (красная пунктирная стрелка) для медной пластины, с глубиной проникновения лазерного импульса под поверхность 25 мкм, и с разным давлением в импульсе (PP). Время действия одного импульса на поверхность заготовки составляла $\tau = 10$ [нс].

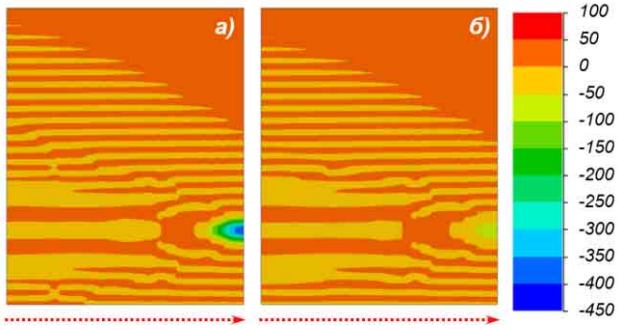


Рис. 4. Поле средних напряжений на последнем шаге расчёта ЛФЛ медной заготовки, [МПа]:
а) для PP=1 ГПа; б) для PP=250 МПа.

Сравнение результатов выполняется при одинаковом диапазоне цветовой шкалы. Видно, что характер изменения среднего напряжения не изменяется, но величина среднего напряжения в окрестности пятна и по траектории перемещения имеет более высокое значение в случае более высокого давления в пятне импульса. Отрицательные значения указывают на возникновение сжимающего напряжения, характерного для ЛШУ.

4 Заключение

Полученные результаты позволяют сделать вывод о пригодности технологии лазерного деформирования тонколистового материала или фольги из цветных металлов и сплавов, с получением деталей и/или полуфабрикатов, для выполнения формообразующей операции и операции правки. Так как при микроштамповке наиболее важными технологическими параметрами являются трение и «размерные эффекты», связанные с резким изменением прочностных свойств материала, то регулируя размер пятна лазера возможно оказывать влияние и на технологические параметры, например, выполнять микротекстурирование поверхности для управления трением при формообразующей операции, или локальный наклёп, для управления анизотропией листа и гомогенизации механических свойств.

Список использованных источников

[1] B. Meng, W.H. Wang, Y.Y. Zhang, M. Wan. Size effect on plastic anisotropy in microscale deformation of metal foil. Journal of Materials Processing Technology, Vol. 271, 2019, pp. 46–61. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2019.03.023.

[2] E.O. Hall. The Deformation and Ageing of Mild Steel: III Discussion of Results. Proceedings of the Physical Society. Section B, 1951, Vol. 64(9), pp. 747–753.

[3] Petch, N.J. The cleavage strength of polycrystals. J. Iron Steel Inst., 1953, Vol. 174, pp. 25–28

[4] C. Zhu, M. Hao, C. Ding, J. Xu, H. Yu, Y. Gao, S. Jing, H. Xiang, L. Wang, X. Peng, J. Bao, D. Shan. Impact micro-forming technology: Current status, challenges and prospects, Journal of Materials Research and Technology, 2025, Vol. 36, pp. 4838-4863, DOI: 10.1016/j.jmrt.2025.04.149

[5] Z. Hu, R. Kovacevic, M. Labudovic. Experimental and numerical modeling of buckling instability of laser sheet forming, International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2002, Vol. 42, pp. 1427–1439. DOI: 10.1016/S0890-6955(02)00075-5

АНАЛИЗ ДЕФОРМАЦИЙ И ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ ПОСЛЕ ДВОЙНОГО ВДАВЛИВАНИЯ В ЛИСТАХ И ПЛИТАХ АВИАЦИОННЫХ СПЛАВОВ

И.А. Зорин[1], Е.С. Статник[1,2], Е.Н. Прокопьев[1], А.И. Салимон[1,2], В.С. Писарев[1], С.И. Елеонский[3], А.И. Штыпель[2], А.М. Корсунский[1,2]

[1] Сколковский институт науки и технологий (Сколтех), Москва

[2] НИТУ МИСиС, Москва

[3] ФАУ «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Москва

Сжимающие остаточные напряжения препятствуют развитию усталостных трещин при циклических нагружениях, в т.ч. во вращающихся компонентах двигателя. Двустороннее вдавливание с последующим сверлением отверстий - простой и эффективный метод создания подобных напряжений в металлах, не требующий сложного оборудования. В работе проведены численные и экспериментальные исследования, подтверждающие формирование зоны сжимающих напряжений и возможность их точного определения методом цифровой корреляции изображений, полученных в т.ч. широкодоступными камерами смартфонов.

DEFORMATION AND RESIDUAL STRESS ANALYSIS IN SHEETS AND PLATES OF AEROSPACE ALLOYS AFTER DOUBLE STAMPING

I.A. Zorin[1], E.S. Statnik[1,2], E.N. Prokopev[2], A.I. Salimon[1,2], V.S. Pisarev[3], S.I. Eleonsky[3], A.I. Shtypel[2], A.M. Korsunsky[1,2]

[1] Skolkovo Institute of Science and Technology (Skoltech), Moscow

[2] NUST MISIS, Moscow

[3] The Zhukovsky Central Aero-Hydrodynamics Institute (TsAGI), Moscow

Compressive residual stresses prevent the growth of fatigue cracks in rotating engine components. Double stamping and drilling of holes is a simple and effective method of creating such stress in metals that does not require complex equipment. Numerical and experimental studies have been carried out confirming the formation of a compressed stress zone and the possibility of accurately measuring surface displacements using a smartphone camera.

1 Введение

Усталостная прочность является критическим параметром для обеспечения долговечности и безопасности конструкционных материалов, особенно в авиационной промышленности, где на усталостные разрушения приходится до 90% всех отказов [1]. Центробежные силы, действующие на вращающиеся компоненты двигателя, приводят к высоким нагрузкам и разрушениям вследствие малоцикловой усталости таких элементов как отверстия для охлаждения, слива и крепления лопаток. Для повышения усталостного ресурса конструкционных элементов широко применяются методы создания полей сжимающих остаточных напряжений в наиболее критических зонах [2]. Сжимающие остаточные напряжения могут замедлять зарождение и рост усталостных трещин [3].
Одним из эффективных и относительно простых способов создания таких напряжений является метод двойного вдавливания, который заключается в локальном воздействии на материал с помощью закалённых пуансонов-инденторов, локализующих пластическую деформацию и, как следствие, сжимающие остаточные напряжения [4].

Несмотря на обширное количество исследований, подтверждающих эффективность данного метода в повышении усталостной долговечности [3], механизмы формирования остаточных напряжений и сопутствующие структурные изменения в материале остаются недостаточно изученными. Большинство работ фокусируется на конечном результате - увеличении усталостной прочности - без детального анализа динамических эффектов процесса, влияния параметров обработки на структуру и распределения остаточных напряжений [3,4].

Цель данной работы - восполнить этот пробел в научных данных, предоставив анализ поверхностных эффектов, структурных изменений и механизмов образования остаточных напряжений. В работе рассмотрены влияние параметров обработки на распределение остаточных напряжений, а также связь между структурными изменениями и расчетной моделью.

2 Методология

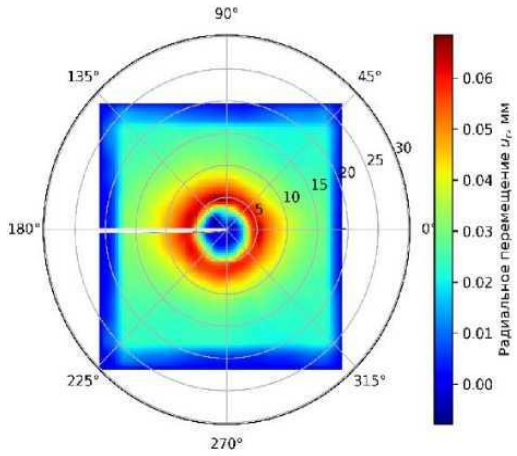
Для исследования эффектов в плоскости листа был

использован многомасштабный расчетно-экспериментальный подход. Экспериментальная часть включала двойное вдавливание, метод цифровой корреляции изображений (ЦКИ), контактную профилометрию, рентгеновский анализ остаточных напряжений и лазерную спекл-интерферометрию. Двойное вдавливание было выполнено пуансонами-инденторами из высокопрочной инструментальной стали диаметром 16 мм с обеих сторон. Образцы были изготовлены из алюминиевых Д16Т, титановых ВТ-6 и магниевых МА2 пластин толщиной 50*50*10 мм. Профиль углубления был изучен контактным профилометром. Спекл-узор для ЦКИ был создан с помощью автомобильной краски. Фотографии были сделаны с помощью стандартного смартфона Redmi в специальном фотобоксе, обеспечивающем идентичные условия съемки - освещенность и расстояние камера-образец. Неподвижность и воспроизводимость положения образцов во время съемки гарантировала 3-точечная кинематическая система позиционирования. Фотографии до и после вдавливания были обработаны в программе ImageJ, в результате полученный набор данных о смещениях для случайных точек был преобразован в графики и таблицы с применением стандартных библиотек языка Python. Результаты определения остаточных напряжений, полученные с помощью рентгеновского дифрактометра для измерения напряжений (GNR X-stress), а также лазерной спекл-интерферометрии [5], сопоставлялись с результатами расчетной математической модели.

Расчетная модель была создана с помощью программного комплекса Abaqus-2023. Параметры пластин составляли: Д16Т - E=71 ГПа, ц=0,33, плотность=2780 кг/м^1; ВТ-6 - E=115 ГПа, ц=0,32, плотность=4500 кг/м^3; МА2 - E=42 ГПа, ц=0,33, плотность=1740 кг/м^3. Основным шагом решателя был Static - General, тип сетки - C3D8R.

3 Результаты

Главным результатом проведенной работы стала расчетно-экспериментальная корреляция перемещений в области после двойного вдавливания, которые позже были пересчитаны в деформации, и напряжения. Для всех исследуемых сплавов были созданы математические модели, которые проходили валидацию по нескольким параметрам: глубина вдавливания, распределение окружных и радиальных напряжений, распределение окружных и радиальных перемещений.



Радиальные перемещения после двойного вдавливания по данным ЦКИ

Во всех случаях полученные модели показали высокую степень соответствия экспериментальным данным. Пространственное распределение перемещений и напряжений имеет некоторое сходство с распределениями перемещений и напряжений, наблюдаемых в решении задачи Ламе для толстостенных полых цилиндров.

Разработанная модель позволяет выбрать оптимальные параметры: глубина вдавливания, радиус индентора, механические свойства материала - необходимые для максимизации значений сжимающих остаточных напряжений вокруг технологических отверстий во время вдавливания при одновременной минимизации деформации изделия.

4 Заключение

Результаты проведенной работы явно показывают, что количественная оценка смещений на поверхности образца возможна даже при использовании камеры смартфона. Конечноэлементная модель подтверждает формирование остаточных сжимающих напряжений в области двойного вдавливания.

Список использованных источников

[1] Amarnath K., Prakash P., Kuiying C. Physics of Failures in Ageing Aircraft Systems and Components // Materials of Research Symposium on Physics of Failure for Military Platform Critical Subsystems. 2021. Art. 3.

[2] Rufin A.C. Extending the Fatigue Life of Aircraft Engine Components by Hole Cold Expansion

Technology // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 1993. Vol. 115. Art. 165.

[3] Boni L., Fanteria D., Lanciotti A., Polese C. Experimental and analytical assessment of fatigue and crack propagation in cold worked open hole specimens // Fatigue & Fracture of Engineering materials and structures. 2013. Vol. 36. P. 930-941.

[4] Marannano G., Pasta A., Parrinello F., Giallanza A. Effect of the indentation process on the fatigue life of drilled specimens // Journal of Mechanical Science and Technology. 2015. Vol. 29 (7). P. 2847-2856.

[5] Pisarev V., Odintsev I., Eleonsky S., Apalkov A. Residual stress determination by optical interferometric measurements of hole diameter increments // Optics and Lasers in Engineering. 2018. Vol. 110. P. 437-456.

К ТЕОРИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ЛАЗЕРНОЙ МЕТАЛЛООБРАБОТКИ

В.В. Исаков
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Рассмотрены концептуальные подходы к теории технологических процессов лазерной металлообработки, включающих резку, сварку, наплавку и аддитивное выращивание. Предложена формулировка теории лазерной металлообработки, позволяющая решать, как прямую задачу моделирования эволюции процесса лазерной обработки, так и обратную задачу - разработку технологического процесса.

TOWARDS THE THEORY OF TECHNOLOGICAL PROCESSES OF LASER METALWORKING

V.V. Isakov
CIAM, Moscow, Russia

Conceptual approaches to the theory of technological processes of laser metalworking, including cutting, welding, surfacing and additive cultivation, are considered. A method is proposed for formulating the theory of laser metalworking by pressure, which makes it possible to solve both the direct problem of modeling the evolution of the laser processing process and the inverse problem of developing a technological process. английском языке.

1 Введение

Технологические процессы лазерной металлообработки – резка, сварка, наплавка и аддитивное выращивание относят к ключевым технологиям производства авиационных двигателей. В последнее время проявилась потребность комплексного использования лазерных технологий в едином технологическом пространстве. Созданы лазерные комплексы, на которых выполняют резку, сварку, наплавку, термообработку сложно функциональных узлов и деталей. Универсальность метода лазерной металлообработки вызывает необходимость в единообразном теоретическом подходе к технологическим процессам, основным на лазерном воздействии. На сегодняшний день прикладная технологическая теория процессов лазерной металлообработки (ЛМО) с изменением агрегатного состояния материала, в явном виде, не сформулирована.

Главное назначение технологической теории – раскрыть взаимосвязь между параметрами и режимами лазерного воздействия, свойствами обрабатываемого материала и технологическим результатом. Физические принципы и математические зависимости, необходимые для теоретического анализа лазерной обработки конструкционных материалов приведены в [1,2].

2 Основные положения

По определению, лазерная обработка металлов основана на преобразовании энергии лазерного излучения в тепловую, что приводит к нагреву, плавлению или испарению материала. Технология лазерной металлообработки (ЛМО) – процесс локального нагрева в виде температурно-измененного объема материала для получения необходимой геометрической формы, шероховатости поверхности и структурно-фазового состояния детали.

Для содержательного описания технологической теории лазерной металлообработки с изменением агрегатного состояния материала в зоне воздействия лазерного луча, применили необходимые идеализации. Прежде всего, раздели технологический процесс функционирования лазерно-технологической системы на четыре этапа.

1) Образование на поверхности первичной высокотемпературной зоны расплава в виде полусферы.

2) Образование и стационарное существование высокотемпературной области в виде вертикального канала требуемой глубины для процессов резки и сварки или в виде горизонтально наплавленного слоя для процессов наплавки и аддитивного выращивания.

3) Динамический этап устойчивого движения фронта лазерного плавления по заданной траектории: для резки – это контур реза; для сварки – длина сварного шва; для наплавки – это согласованное перемещение присадочного материала; для

аддитивного выращивания – послойное сканирование по исходной 3D модели.

4) Завершающий этап технологического процесса – согласованное прекращение подачи лазерного излучения и его движения с обеспечением диссипации избыточной тепловой энергии в окружающую среду.

Последовательный переход описанных этапов будем рассматривать как каскад бифуркаций (от лат. bifucus «раздвоенный»). В нелинейной динамике термин бифуркация трактуется как – качественное изменение состояния системы при малом изменении управляющих параметров [3]. В такой постановке, критерий устойчивости лазерного технологического процесса удобно рассчитывать по методике, принятой в теории бифуркаций. Тогда в качестве бифуркационного параметра применяют безразмерные параметры по типу критериев подобия.

На рисунке 1 представлена бифуркационная диаграмма основных лазерных технологических процессов.

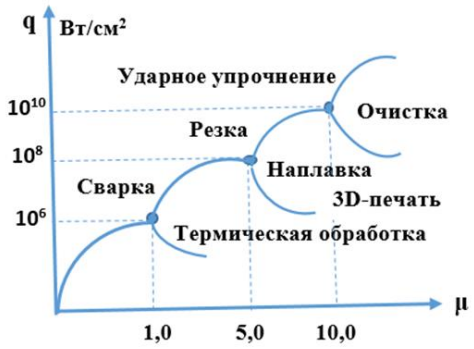


Рис.1. Бифуркационная диаграмма лазерный технологий. Здесь плотность мощности: q_1 – обеспечивает плавление; q_2 – кипение; q_3 – испарение. μ – безразмерный параметр, характеризующий отношение тепловложения к теплоотводу [Q_L/Q_R].

Математическая модель

В качестве модели рассмотрено нелинейное уравнение [4] с дискретным временем вида:

$$x_{n+1} = 4\mu x(1-x),\ n = 0, 1, 2, \ldots \quad (1),$$

где x – переменная глубины лазерного воздействия, μ – параметр вариации условий обработки.

Первый член уравнения (1) описывает естественный рост глубины лазерного воздействия за счет притока лазерного тепла, а второй естественное ограничение роста вследствие диссипации. В работе [5] приведен листинг нейросетевой программы, для численного исследования уравнения (1) в зависимости от параметра μ. На рисунке 2 представлен результат, сгенерированный этой программой.

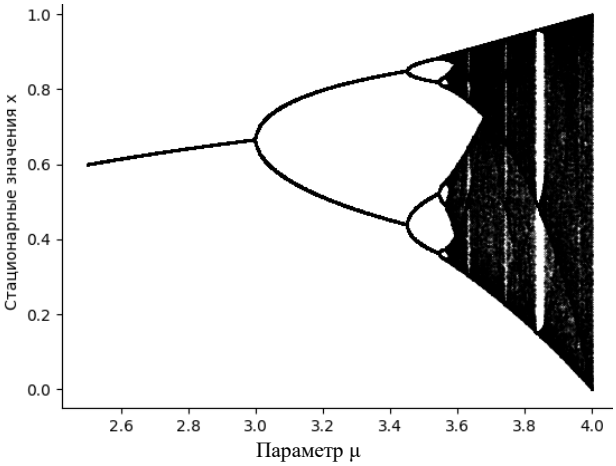


Рис.2. Диаграмма бифуркационных значений уравнения 1.

Для разработки технологии ЛМО и оценки ее устойчивости использовали безразмерные параметры. Подход к введению безразмерных (обобщенных) параметров технологической теории ЛМО основан на теории подобия [6,7]. Задействованы следующие параметры: относительная мощность лазерного воздействия, $W^* = \frac{2KW_0}{d\lambda T}$; относительная скорость луча, $\nu^* = \frac{\nu d}{4a}$; относительная глубина проплавления, $h^* = \frac{4W_o}{\pi d^2(T-T_o)\lambda}$.

3 Заключение

В результате выполненных исследований сформулирована технологическая теория применимая для решения прямой задачи изучения особенности конкретного технологического процесса и для решения обратной задача – разработки технологических процессов. Технология ЛМО исследована как эволюция нелинейной динамической системы. По сравнению с параметрами, известными из научных и инженерных публикаций, предлагаемые обобщенные безразмерные параметры отличаются тем, что одновременно учитывают, как энерго-скоростные параметры лазерной металлообработки, так и теплофизические характеристики обрабатываемого металла; кроме того, они имеют четкий физический смысл.

Список использованных источников

[1] Дьюли У. Лазерная технология и анализ материалов. пер. с англ. М.: Мир. 1986. - 502 с.
[2] Теоретические основы лазерной обработки / А.Г. Григорьянц, И.Н. Шиганов, А.И. Мисюров; под ред. А.Г. Григорьянца. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022.- 286 с.
[3] Босс В. Лекции по математике. Т12: Контрпримеры и парадоксы. М.: Книжный дом «Либроком», 2009. – 213 с.

[4] Малинецкий Г.Г. Математические основы синергетики: Хаос, структуры, вычислительный эксперимент. М.: Книжный дом «Либроком», 2012. – 312 с.
[5] Хайкин, Саймон. Нейронные сети: полный курс: Пер. с англ. – СПб.: ООО «Диалектика», 2020.- 1104 с.
[6] Chichenev N.A., Gorbatyuk S.M., Naumova M.G. and Morozova I.G. Using the similarity Theory for Description of Laser Hardening Processes CIS Iron and Steel Review — Vol. 19 (2020), pp. 44–47.
[7] Чувильдиев В.Н., Семенычева А.В., Шотин С.В. и др. Подходы к определению предельной скорости послойного лазерного сплавления металлов и сплавов // Физика металлов и металловедение, 2024, т. 125, № 9 с. 1070 – 1082.

РАЗДЕЛ XVIII

ПОДШИПНИКИ

ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПОДШИПНИКОВ ГТД, ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ИХ РЕСУРСА И ПРОВЕДЕНИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ НА ПОДШИПНИКОВЫХ СТЕНДАХ ФАУ «ЦИАМ»

Н.И. Петров, **Ю.Л. Лаврентьев**
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлена стендовая база для испытаний подшипников газотурбинных двигателей, методы исследования работоспособности подшипников, подтверждения их ресурса и проведения сертификационных испытаний на подшипниковых стендах ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

RESEARCH OF THE PERFORMANCE OF GTU BEARINGS, CONFIRMATION OF THEIR RESOURCE AND CONDUCTING CERTIFICATION TESTS ON BEARING STANDS OF "CIAM"

N.I. Petrov, Y.L. Lavrentiev
CIAM, Moscow, Russia

The stand base for testing bearings of gas turbine engines, methods of studying the performance of bearings, confirming their service life and conducting certification tests on bearing stands of the CIAM are presented.

В процессе разработки и доводки авиационных ГТД необходимо проведение экспериментальных исследований подшипников по оценке их работоспособности и подтверждению их ресурса. А также, в некоторых случаях, проведение сертификационных испытаний по подтверждению соответствия п.33.74 АП и испытаниям для подтверждения раннего права ETOPS (п.33.201 FAR). Для снижения затрат на проведение исследований многие работы проводятся в лабораторных условиях, в том числе на специализированных подшипниковых стендах.

ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова» располагает комплексом подшипниковых стендов, позволяющем испытывать подшипники, устанавливаемые в опорах роторов ГТД и агрегатах трансмиссии вертолетов. Стенды предназначены для проведения исследований работоспособности и ресурсных испытаний всех видов подшипников качения с диаметрами внутренних колец d = 20 ÷ 180 мм и наружных колец – D =55÷240 мм. Подшипники могут испытываться при воздействии осевых и радиальных нагрузок, достигающих до 60000 Н, в диапазоне частот вращения от 1000 до 45 000 об/мин, а также при разных условиях смазывания.

Стенды аттестованы и являются частью испытательного центра «Динамика, прочность, надежность», аккредитованного в качестве технически компетентной испытательной лаборатории объектов ГА.

На подшипниковых стендах могут проводиться следующие виды испытаний:

Основные испытания подшипников:

а). Определение долговечности подшипников и/или подтверждение ресурса;

б). Оценка работоспособности подшипников в условиях, имитирующих эксплуатационные;

в). Исследование быстроходности подшипников;

г). Исследование проскальзывания и износостойкости тел и дорожек качения.

Специальные испытания подшипников:

а) Подтверждение соответствия требованиям п.33.74 АП и раннего ETOPS;

б). Исследование работоспособности подшипников в условиях:

- повышенного перекоса колец;
- высоких температур;
- масляного голодания.

В докладе представлены методы исследований подшипников, проведенных на подшипниковых стендах ЦИАМ в предыдущие годы. В том числе:

- проведение сертификационных испытаний подшипника по подтверждению соответствия п.33.74 АП и, частично, по подтверждению раннего ETOPS;
- исследование контактной выносливости подшипников, изготовленных из новых подшипниковых сталей;

- исследование проскальзывания в ненагруженных межвальных роликоподшипниках;
- исследования по определению оптимального теплового состояния подшипников опор роторов ГТД;
- испытаний по подтверждению ресурса подшипников;
- исследование работоспособности подшипников стационарного ГТД при смазывании «бедной» масловоздушной смесью.

По результатам исследований работоспособности и теплового состояния подшипников даны рекомендации, а по результатам ресурсных испытаний – установлены начальный или межремонтный ресурсы.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СТРУКТУРНОГО СОСТОЯНИЯ СТАЛЕЙ-АНАЛОГОВ ДЛЯ ПОДШИПНИКОВ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Т.М.Пугачева[1,2], Д.В. Котельников[2], В.Н. Рассудова[2]
[1] ФГУ ВПО СамГТУ, Самара,
[2] ОАО «ЕПК Самара», Самара

Предметом исследования были характеристики микроструктуры в состоянии поставки и после оптимальной упрочняющей термической обработки конкурирующих теплостойких сталей, применяемых для подшипников авиационных двигателей, марок 8Х4В9Ф2-Ш, М50 VIM-VAR и 8Х5М3ВФБ-ИД (ВКС241-ИД). Установлено: наименьшие загрязненность неметаллическими включениями и карбидную неоднородность имеет сталь М50 VIM-VAR, наибольшие – сталь 8Х4В9Ф2-Ш. После полной термической обработки у всех сталей размер действительного зерна аустенита, балльность мартенсита и структурная полосчатость практически равнозначны.

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE STRUCTURAL STATE OF STEELS-ANALOGUES OF AIRCRAFT ENGINE BEARINGS

T.M. Pugacheva[1,2], D.V. Kotelnikov[2], V.N. Rassudova[2]
[1] FGU VPO Samara State Technical University, Samara,
[2] JSC "EPC Samara", Samara

The study subject was the structural state in the initial state and after permissible strengthening heat treatment of competing heat-resistant steels for bearings of aircraft engines of the following grades: 8Kh4V9F2-SH, M50 VIM-VAR and 8Kh5M3VFB-ID. The lowest contamination with non-metallic inclusions and carbide banding were found in M50 VIM-VAR steel, while the highest was found in 8Kh4V9F2-SH (VKS241-ID) steel. After complete heat treatment, the size of the true austenite grain, martensitic structure point value, and structural banding were practically equivalent in all steels.

1 Введение

Структурное состояние подшипниковых сталей играет важную роль в обеспечении долговечности и надежности подшипниковых деталей (колец, тел качения) и подшипника в целом. Соответственно к микроструктурным характеристикам предъявляют жесткие требования и осуществляют строгий контроль за их достижением. В настоящее время для теплостойких подшипников авиационных двигателей широко применяют теплостойкие стали марок 8Х4В9Ф2-Ш и 8Х5М3ВФБ-ИД (ВКС241-ИД) (отечественная продукция) и М50 VIM VAR (зарубежная продукция) [1, 2].

Цель работы – сравнить структурное состояние конкурирующих теплостойких подшипниковых сталей в состоянии поставки и после полной упрочняющей термической обработки.

2 Материал и методика исследования

Исследование проводили на образцах, вырезанных из прутков горячекатаного проката диаметром 55-70 мм трех конкурирующих марок теплостойких подшипниковых сталей 8Х4В9Ф2-Ш, М50 VIM VAR и 8Х5М3ВФБ-ИД (ВКС241-ИД). Анализировали часть диаметрального сечения прутка площадью 20х10 мм, расположенную посередине между наружной поверхностью и центром прутка. В исходном состоянии определяли загрязненность неметаллическими включениями по ГОСТ Р ИСО 4967-2015 [3], карбидную неоднородность по ГОСТ 8233-56 [4], морфологию карбидов, твердость по ГОСТ 9012-59 (ИСО 410-82, ИСО 6506-81) [5].

После оптимальной для каждой марки стали полной упрочняющей термической обработки проводили оценку размера зерна по ГОСТ Р ИСО 643-2015 [6], балла мартенсита по ГОСТ 8233-56 [4], балла структурной полосчатости по ГОСТ 801-22 [7] и UNI 8449:1983 [8]. Кроме того, анализировали разность микротвердости светло- и темнотравящихся полос микроструктуры.

Для металлографического анализа использовали микроскоп Nikon Eclipse MA 200 с комплексом программно-аппаратного анализа микроструктуры поверхности твердых тел

Thixomet PRO, твердость измеряли на твердомере Бринелля, микротвердость – на приборе Presi HZ10-4.

3 Результаты исследования

По результатам исследования установлено:

1. Загрязненность неметаллическими включениями составляет:

- в стали М50 VIM VAR – сульфиды, оксиды, глобули – не более 0,5 балла;
- в стали 8Х4В9Ф2-Ш – оксиды - 1 балл, сульфиды - 0,5 балл, глобули - 1,0-2,0 балл.
- в стали 8Х5М3ВФБ-ИД – оксиды - 0,5-1,0 балл, сульфиды - 0,5 балл, глобули - 0,5-1,0 балл.

2. Карбидная неоднородность:

- в стали М50 VIM VAR – 2 балл (рис.1 а);
- в стали 8Х4В9Ф2-Ш – 3-4 балл (рис 1 б);
- в стали 8Х5М3ВФБ-ИД – 3 балл (рис. 1 в).

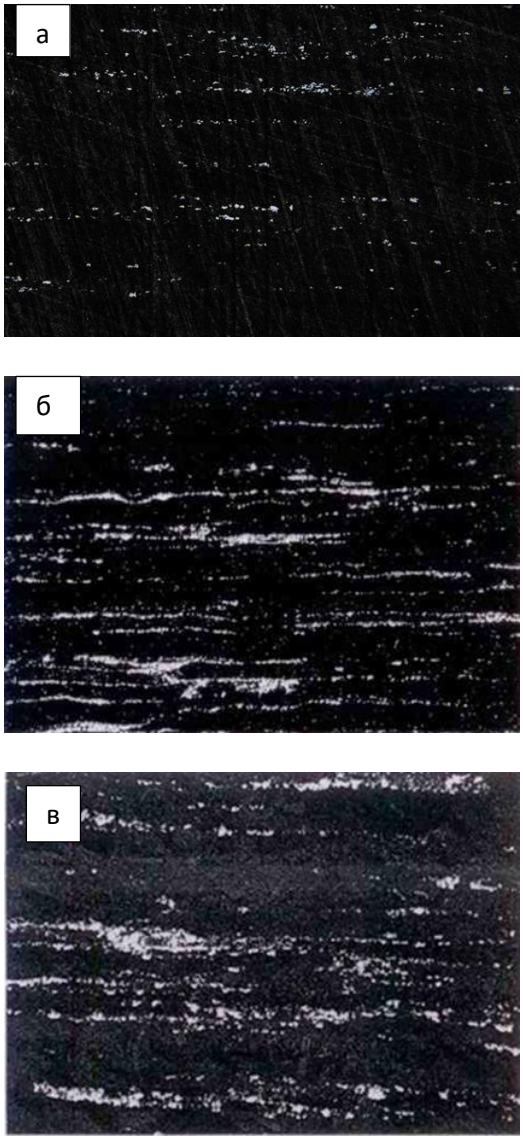


Рис. 1. Карбидная полосчатость в сталях М50 VIM VAR (а), 8Х4В9Ф2-Ш (б), 8Х5М3ВФ-ИД (в)(х100)

3. Твердость в состоянии поставки:

- у стали М50 VIM VAR – 202-211 НВ;
- у стали 8Х4В9Ф2-Ш – 202-215 НВ;
- у стали 8Х5М3ВФБ-ИД – 260-293 НВ.

4. Размер зерна после закалки (с переводом на увеличение 500 крат):

- у стали М50 VIM VAR – номер G 12,6 с тонкими полосами более мелких зерен (рис. 2 а);
-у стали 8Х4В9Ф2-Ш – номер G 11,6;
- у стали 8Х5М3ВФБ-ИД – чередующиеся полосы зерен номера G 10,6-11,6 и номера G12,6 (рис.2 б).

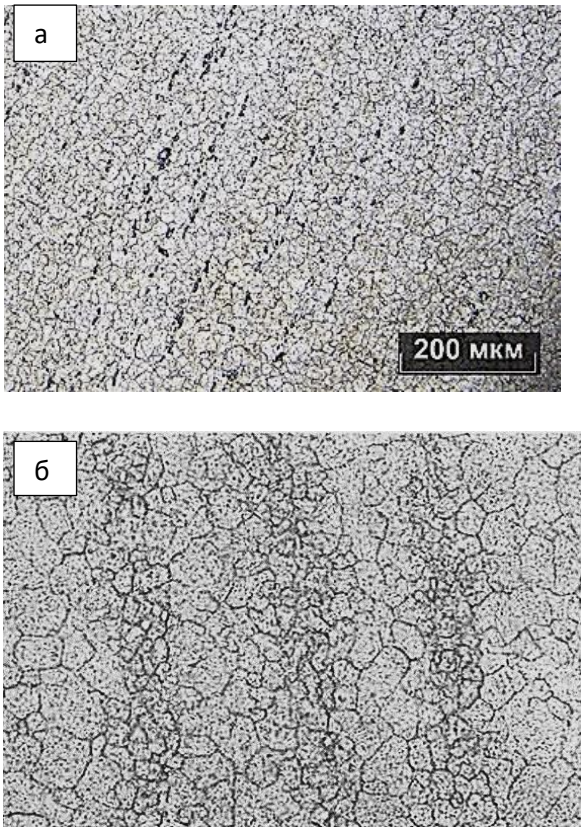


Рис. 2 Зерно в стали М50 VIM VAR (а, х100) и 8Х5М3ВФБ-ИД (б, х500) после закалки

5. Размер иглы мартенсита после полной термической обработки: у всех сталей 3-4 балл.

6. Структурная полосчатость: у всех сталей 1-2 балл по ГОСТ 801 и 3 балл по UNI8449.

7. Разность микротвердости светло- и темнотравящихся микроструктурных полос у всех сталей составляет 40-60 $HV_{0,1}$.

Заключение

Таким образом, наименьшую загрязненность неметаллическими включениями и карбидную неоднородность, имеет сталь М50 VIM-VAR, наибольшие – сталь 8Х4В9Ф2-Ш. После полной термической обработки у всех сталей размер действительного зерна аустенита, балльность

мартенсита и структурная полосчатость практически равнозначны.

Результаты работы будут полезны при выборе металла для теплостойких подшипников авиационных двигателей.

Список использованных источников

[1] Пугачева Т.М., Хамин О.Н. Современные стали для теплостойких подшипников качения авиационных двигателей// Всероссийский научно-технический форум по двигателям и энергетическим установкам имени Н.Д. Кузнецова (10-11 октября 2024 г.): Сборник докладов. Самара: Самарский университет. С. 130-132.

[2] Материалы ФГУП «ВИАМ» для узлов трения и специальных подшипников, 2018. Доступно на: https://opzt.ru/wp-content/uploads/2018/09/Vopros-5-Gromov-V.I..pdf (дата обращения: 17.03.2025).

[3] ГОСТ Р ИСО 4967-2015. Сталь. Определение содержания неметаллических включений. Металлографический метод с использованием эталонных шкал.

[4] ГОСТ 8233-5. Сталь. Эталоны микроструктуры.

[5] ГОСТ 9012-59 (ИСО 410-82, ИСО 6506-81). Металлы. Метод измерения твердости по Бринеллю.

[6] ГОСТ Р ИСО 643-2015. Сталь. Металлографическое определение наблюдаемого размера зерна.

[7] ГОСТ 801-22. Прокат из подшипниковой стали. Технические условия.

[8] UNI 8449:1983. UNI 8449 - Microscopical Examination of Ferrous Materials. Classification of Banded Structure in Case Hardening Steels.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ В ТЕПЛОСТОЙКИХ ПОДШИПНИКОВЫХ СТАЛЯХ

Г.С. Севальнёв, Е.Н. Коробова, А.В. Дорошенко, К.В, Дульнев
НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ

Аннотация

Исследование посвящено оптимизации термической обработки теплостойких подшипниковых сталей для авиакосмической отрасли. Установлено, что увеличение числа отпусков снижает долю остаточного аустенита, обеспечивая стабильность размеров подшипников. Твердость подшипниковых сталей 8Х4В9Ф2 и 8Х5М3ВФБ после обработки достигает 62–64 HRC, а износостойкость в условиях сухого трения сопоставима. Выявлена необходимость оптимизации циклов термообработки для баланса мартенсита и аустенита.

FORMATION FEATURES OF STRUCTURE AND PROPERTIES IN HEAT-RESISTANT BEARING STEELS

G.S. Sevalnev, E.N. Korobova, A.V. Doroshenko, K.V. Dulnev.
NRC “Kurchatov Institute”- VIAM

Abstract

The study focuses on optimizing the heat treatment of heat-resistant bearing steels for the aerospace industry. It was found that increasing the number of tempering cycles reduces the proportion of residual austenite, ensuring dimensional stability of bearings. The hardness of the bearing steels 8Kh4V9F2 and 8Kh5M3VFB after treatment reaches 62–64 HRC, with comparable wear resistance under dry friction conditions. The need to optimize heat treatment cycles to balance martensite and austenite was identified.

1 Введение

Эксплуатационные характеристики подшипников качения определяются конструктивными особенностями, технологией производства и свойствами применяемых материалов. В авиационно-космической отрасли требования к материалам для таких подшипников существенно превышают стандарты общего машиностроения, что обусловлено экстремальными условиями их работы — циклическими нагрузками, высокими температурами и агрессивными средами.

Ключевым параметром, определяющим долговечность авиационных подшипников, выступает контактная выносливость — способность материала сопротивляться усталостному разрушению при многократном контактном нагружении. Эта характеристика структурно зависима и регулируется степенью очистки стали от неметаллических включений (особенно силикатов и оксидов), однородностью карбидной фазы и особенностями микроструктуры. Для достижения требуемых показателей в производстве применяют комбинированную технологию VIM VAR (вакуумно-индукционная выплавка с последующим вакуумно-дуговым переплавом), обеспечивающую глубокое рафинирование стали.

Особую роль в формировании служебных свойств играет термическая обработка. Оптимизация режимов закалки (температура, время выдержки) позволяет получить мартенситную структуру с заданной дисперсностью — от скрытоигольчатой до среднеигольчатой, с включением мелкодисперсных избыточных фаз. Контроль содержания остаточного аустенита критически важен, так как его количество влияет на стабильность размеров подшипника в процессе эксплуатации. Это требует точного управления тепловыми режимами для минимизации доли аустенитной фазы через управляемый распад.

Согласно классификации [1–4], подшипниковые стали делят на две группы:

Низко- и среднелегированные конструкционные стали — для работы при температурах до 300 °С в неагрессивных средах;

Высоколегированные коррозионно- и теплостойкие стали — для кратковременных нагрузок до 500 °С в условиях коррозии.

Для реализации технологического суверенитета в авиационной промышленности специалистами НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ активно ведутся научно-исследовательские работы по

разработке отечественных сталей для изготовления подшипников качения различного назначения, отвечающие требованиям «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки до 2030 года» [5–9].

Свойства подшипников качения в большей степени определяются термической обработкой и особенностями формирования структуры и фазового состава. Для теплостойких высокоуглеродистых подшипниковых сталей термическая обработка включает в себя закалку, обработку холодом совмещенную с отпуском или многократный отпуск для реализации дисперсионного твердения, уменьшения количества остаточного аустенита и формирования стабильности мартенситной структуры для обеспечения требуемого уровня теплостойкости.

Данная работа направлена на исследование особенности формирования структуры и свойств в теплостойких подшипниковых сталях типа 8Х4В9Ф2 и 8Х5М3ВФБ.

2 Материалы и методы

Металлографический анализ структур сталей после упрочняющей термической обработки проводили на оптическом микроскопе при увеличении ×500. Твердость определяли по методу Роквелла по ГОСТ 9013 «Металлы. Методы измерения твердости по Роквеллу».

Фазовый состав определяли по количеству магнитной фазы, определяемой методом Штеблейна по намагниченности насыщения 4πJs в установке баллистического типа. Расчёт объемного содержания мартенсита проводили по методике, разработанной в НИЦ «Курчатовский институт» - ВИАМ.

Исследования триботехнических характеристик проводили условиях сухого трения скольжения по схеме шарик–диск при линейной скорости вращения около 0,2 м/с и нагрузке 20 Н с использованием трибометра в соответствии с ASTM G99. Контртелом являлся шарик диаметром 6 мм из оксидной керамики ZrO2 твердостью 1400 HV. Расчет интенсивности изнашивания W ($мм^3 \cdot Н^{-1} \cdot м^{-1}$) проводили в соответствии с формулой:

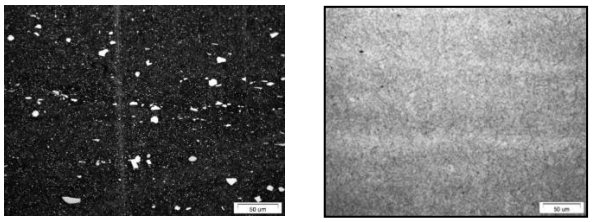
$$W = \frac{ls}{PL},$$

где l, s – длина окружности (мм) и площадь поперечного сечения дорожки износа (мм2); P – нагрузка (Н); L – путь трения (м).

Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Климатические испытания» НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ.

3 Результаты

Микротруктура стали 8Х4В9Ф2 представляет из себя мелкоигольчатый мартенсит и крупные карбидные фазы, 8Х5М3ВФБ мелкоигольчатый мартенсит с мелкодисперсными карбидами легирующих элементов (**рис. 1**).



а) б)

Рис. 1. Микроструктура (×500) стали 8Х4В9Ф2 (а) и 8Х5М3ВФБ (б) после полного цикла термической обработки

В зависимости от количества применяемых операций отпуска на примере стали 8Х5М3ВФБ происходит практически линейно изменение количества остаточного аустенита, и, соответственно, увеличение количества мартенсита (**рис. 2**)

Рис. 2. Кинетика изменения количества мартенсита в стали 8Х5М3ВФБ в зависимости от количества отпусков

Обе стали после полного цикла термической обработки имели твердость в диапазоне от 62 до 64 HRC. Результаты испытаний на изнашивание в условиях сухого трения скольжения показывают, что стали также имеют идентичные показатели по износостойкости (**рис. 3**).

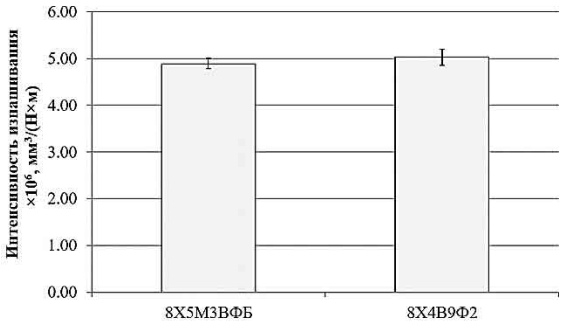


Рис. 3. Интенсивность изнашивания стали 8Х4В9Ф2 (а) и 8Х5М3ВФБ (б) после полного цикла термической обработки

Однако, обеспечение требуемой твердости (не менее 60 HRC) возможно как при применении 3 отпусков, так и 5 для обеих марок сталей, в связи с чем необходимо исследовать кинетику формирования структуры, фазового состава и свойств на различных этапах для определения оптимального соотношения мартенсита и аустенита, формирующего наилучший комплекс характеристик.

4 Заключение

Проведенное исследование демонстрирует, что эксплуатационные характеристики теплостойких подшипниковых сталей определяются оптимизацией термической обработки, направленной на формирование мартенситной структуры с контролируемым содержанием остаточного аустенита и дисперсных карбидов. Установлено, что микроструктура сталей 8Х4В9Ф2 и 8Х5М3ВФБ после закалки и многократного отпуска представлена мелкоигольчатым мартенситом с карбидными фазами различной дисперсности, что обеспечивает твердость на уровне 62–64 HRC.

Ключевым фактором является управление количеством отпусков: увеличение их числа приводит к практически линейному снижению доли аустенита, что критически важно для стабильности размеров подшипников в условиях эксплуатации. При этом износостойкость обеих сталей в условиях сухого трения скольжения остается сопоставимой, несмотря на различия в карбидном распределении.

Полученные результаты подтверждают необходимость дальнейшего изучения кинетики структурных превращений при термообработке, особенно для определения оптимального баланса между мартенситом и аустенитом.

Результаты работы могут быть использованы в оптимизации процесса термической обработки высокоуглеродистых теплостойких подшипниковых сталей.

Список использованных источников

[1] Спектор А.Г., Зельбет Б.М., Киселева С.А. Структура и свойства подшипниковых сталей. М.: Металлургия, 1980. 264 с.

[2] Спришевский А.И. Подшипники качения. М.: Машиностроение, 1968. 632 с.

[3] Пинегин С.В. Опоры качения в машинах. М: Издательство АН СССР, 1961. 150 с.

[4] Приборные шариковые подшипники: Справочник под ред. К.Н. Явленского [и др.] М.: Машиностроение, 1981. 351 с.

[5] Севальнев Г.С., Якушева Н.А., Коробова Е.Н., Дульнев К.В. Исследование кинетики диффузионного насыщения высокохромистых сталей мартенситного класса после различных видов химико-термической обработки //Авиационные материалы и технологии: электрон. науч.-технич. журн., 2022. №3. Ст. 01. URL: http://www.journal.viam.ru (дата обращения 20.05.2023). DOI: 10.18577/2713-0193-2022-0-3-3-14.

[6] Теплостойкая подшипниковая сталь: пат. 2447183 Рос. Федерация. №2011112950/0; заявл. 05.04.2011; опубл. 10.04.2012 Бюл. №10

[7] Коробова Е. Н., Севальнев Г. С., Громов В. И., Леонов А. В. Стали для изготовления подшипников качения специального назначения (обзор) // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2021. №11. Ст.1. URL: http://www.viam-works.ru (дата обращения: 25.05.2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2021-0-10-3-11.

[8] Севальнев Г. С., Коробова Е. Н., Дворецков Р. М. и др. Влияние степени дисперсности структуры мартенсита и размера карбидной фазы на фрикционное взаимодействие в условиях сухого трения скольжения высокоуглеродистой комплексно-легированной стали // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2022. №. 6. Ст.2. http://www.viam-works.ru (дата обращения: 05.05.2025). DOI: 10.18577/2307-6046-2022-0-6-15-26.

[9] Севальнёв Г. С., Коробова Е.Н., Романенко Д.Н., Дорошенко А.В. Исследование влияния карбидной неоднородности на контактную выносливость высокоуглеродистой комплексно легированной стали // Упрочняющие технологии и покрытия, 2022. Т. 18. №. 1. С. 36-40.

МЕТОДОЛОГИЯ СОЗДАНИЯ ПОДШИПНИКОВЫХ ОПОР

К.т.н. Храмин Р.В., Собуль А.В., Лебедев М.В.
ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск

Используемые в ПАО «ОДК-Сатурн» методологические принципы создания подшипниковых опор включают:

- расчётный анализ работы подшипниковой опоры;
- расчётный анализ работы подшипника;
- верификацию работы подшипника и подшипниковой опоры.

Расчётный анализ работы подшипниковой опоры включает:

- определение осевых реакций 2D расчётами;
- определение прочностного и теплового состояния (см. рисунок 1);
- определение радиальных реакций (см. рисунок 2);
- определение течения масловоздушной смеси в картере (см. рисунок 3);
- расчёт теплового состояния подшипника (см. рисунок 4);
- уточнение геометрических параметров (перемещения), см. рисунок 5.

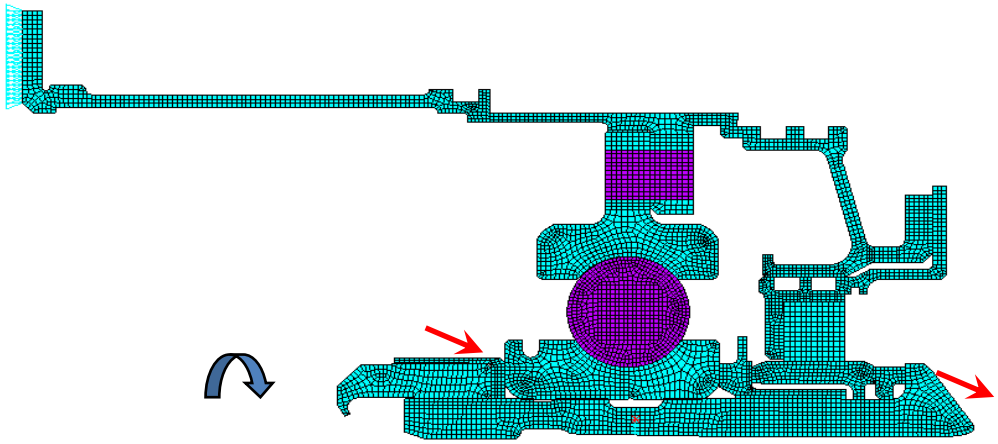


Рисунок 1 - Прочностное и тепловое состояния

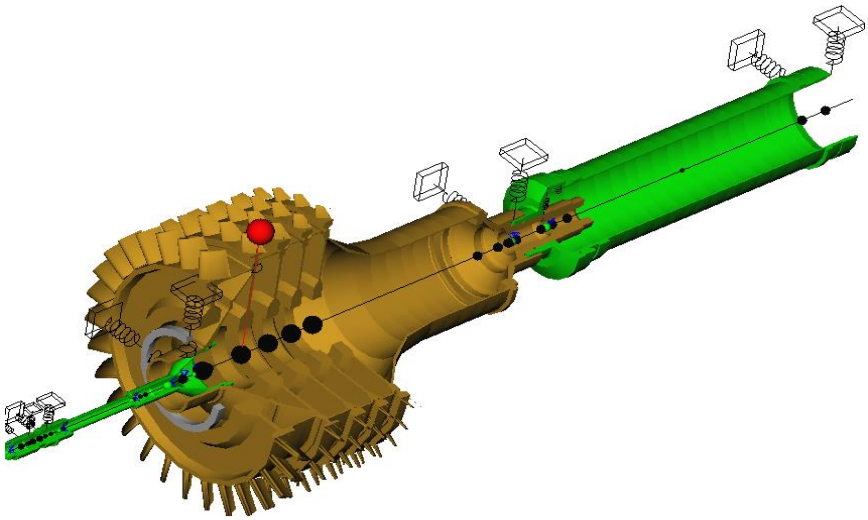


Рисунок 2 - Радиальные реакции

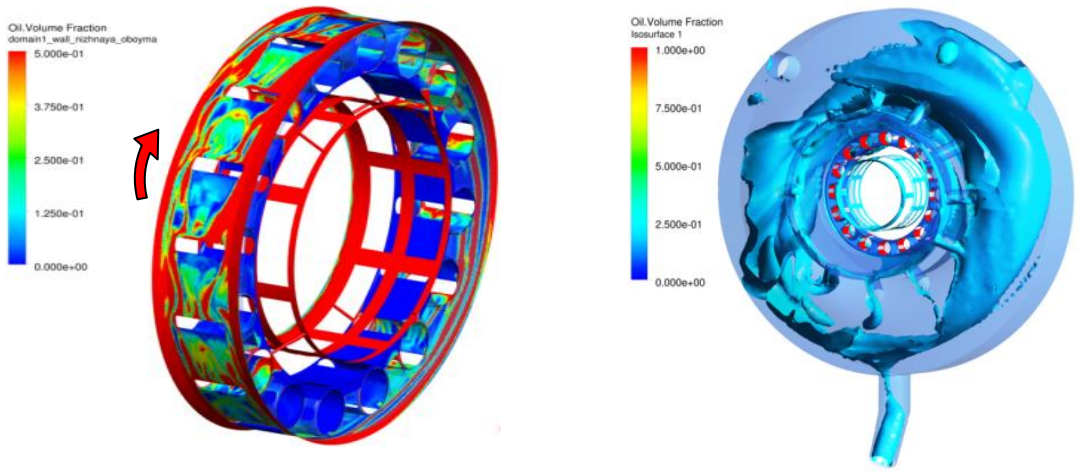


Рисунок 3 - Течение масловоздушной смеси в картере

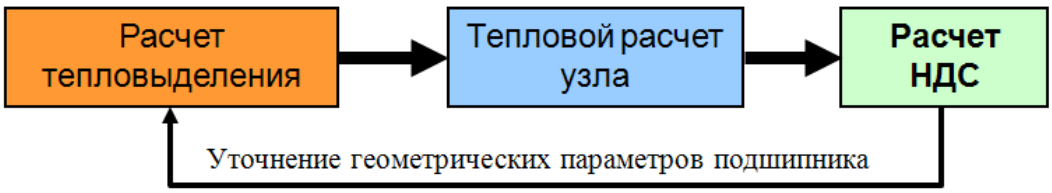


Рисунок 4 - Расчёт теплового состояния подшипника

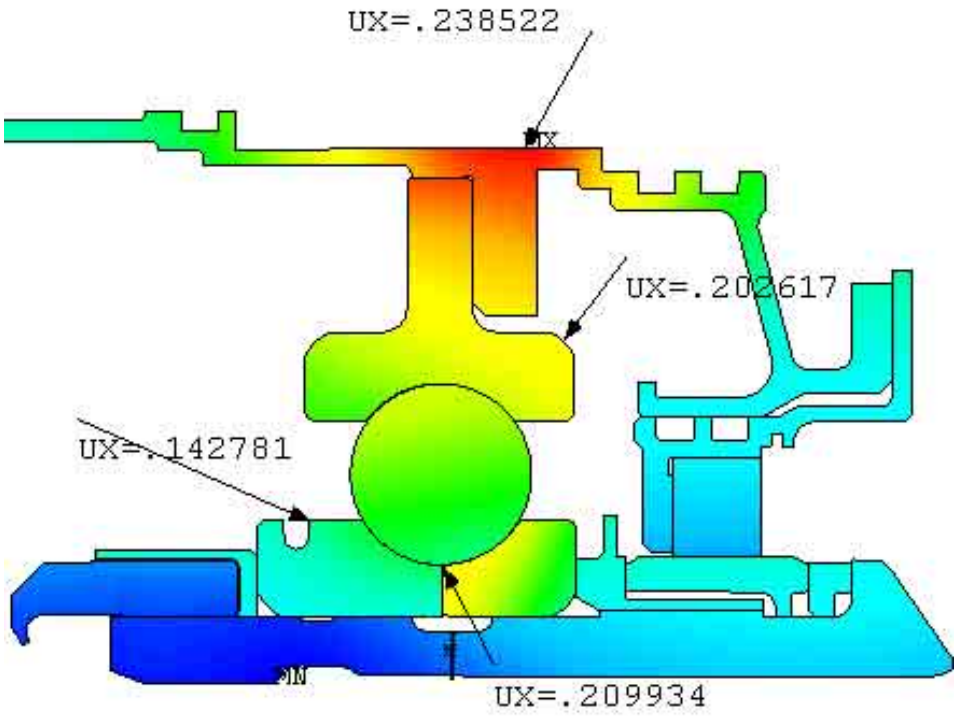


Рисунок 5 - Уточнение геометрических параметров (перемещения)

Расчётный анализ работы подшипника включает:

- определение теплового состояния подшипника (см. рисунок 6);
- определение напряжений в зоне контакта с учётом масляной плёнки (см. рисунок 7);
- определение кинематики подшипника (см. рисунок 8).

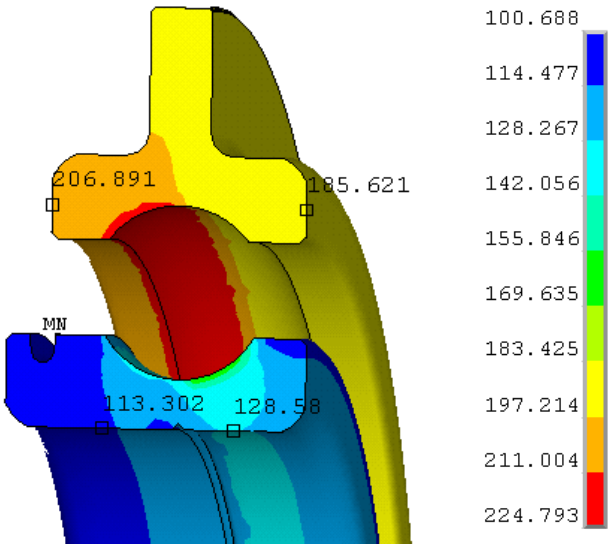


Рисунок 6 - Геометрические параметры (перемещения)

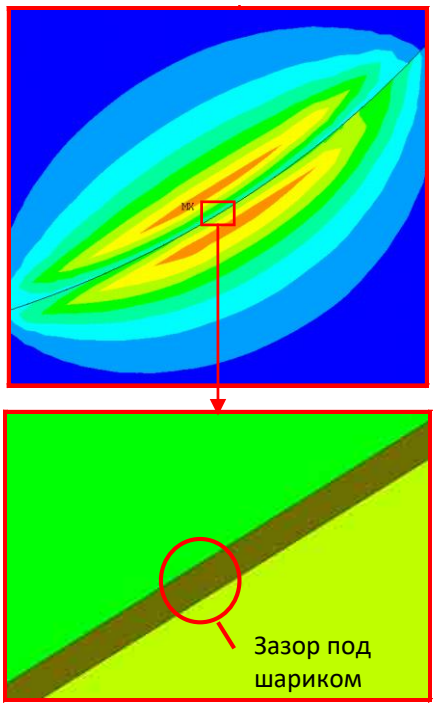


Рисунок 7 - Напряжения в зоне контакта с учётом масляной плёнки

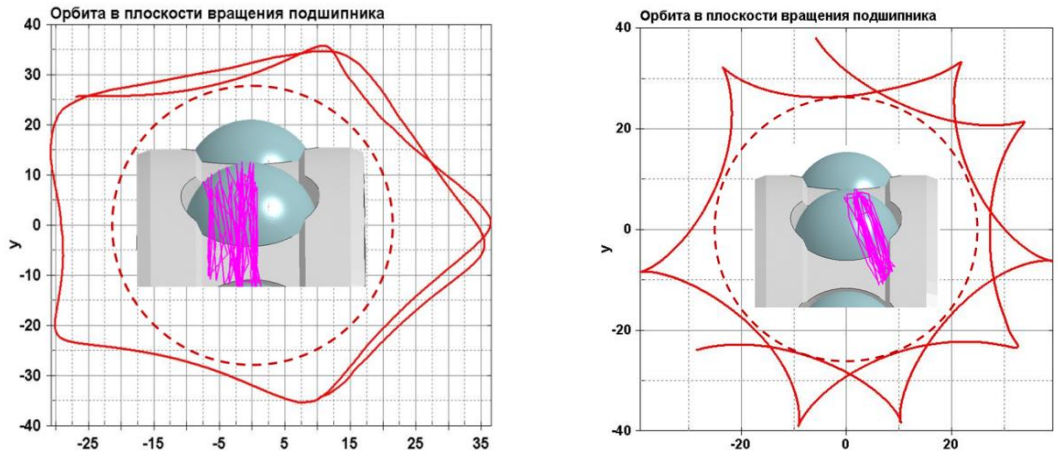


Рисунок 8 - Кинематика подшипника

Верификация работы подшипника и подшипниковой опоры включает:

- измерения методом динамического тензометрирования нагрузок осевой и радиальной от дисбаланса, воздействующих на подшипник (см. рисунок 9);
- диагностику подклинки и проскальзывания (перемещения) подшипника методом динамического тензометрирования (см. рисунок 10);
- вибрографирование (см. рисунок 11);
- термометрирование (см. рисунок 12).

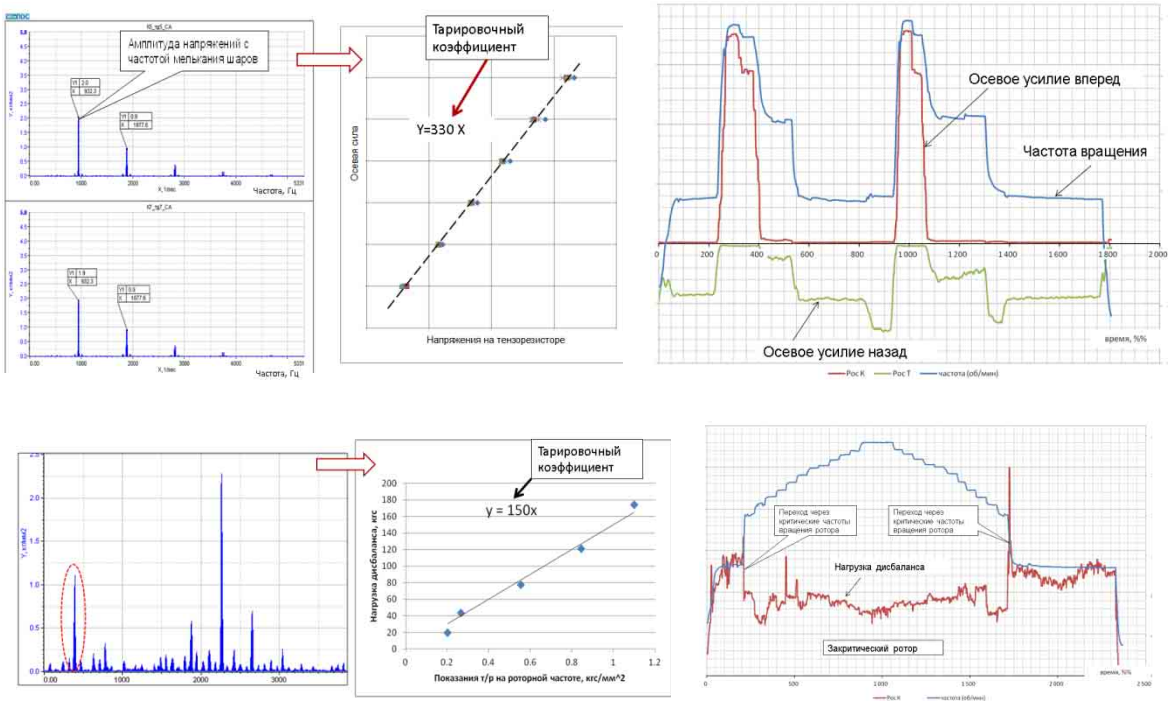


Рисунок 9 - Измерения методом динамического тензометрирования нагрузок осевой и радиальной от дисбаланса, воздействующих на подшипник

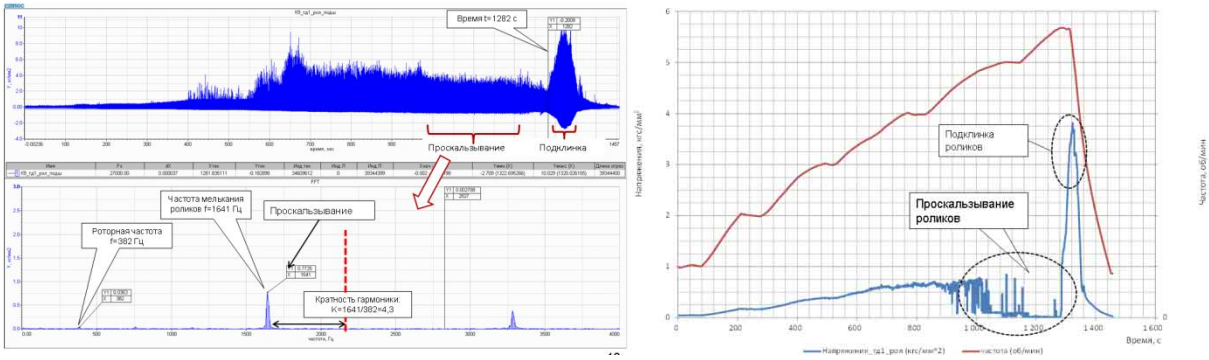


Рисунок 10 - Подклинка и проскальзывание (перемещения) подшипника, определённые методом динамического тензометрирования

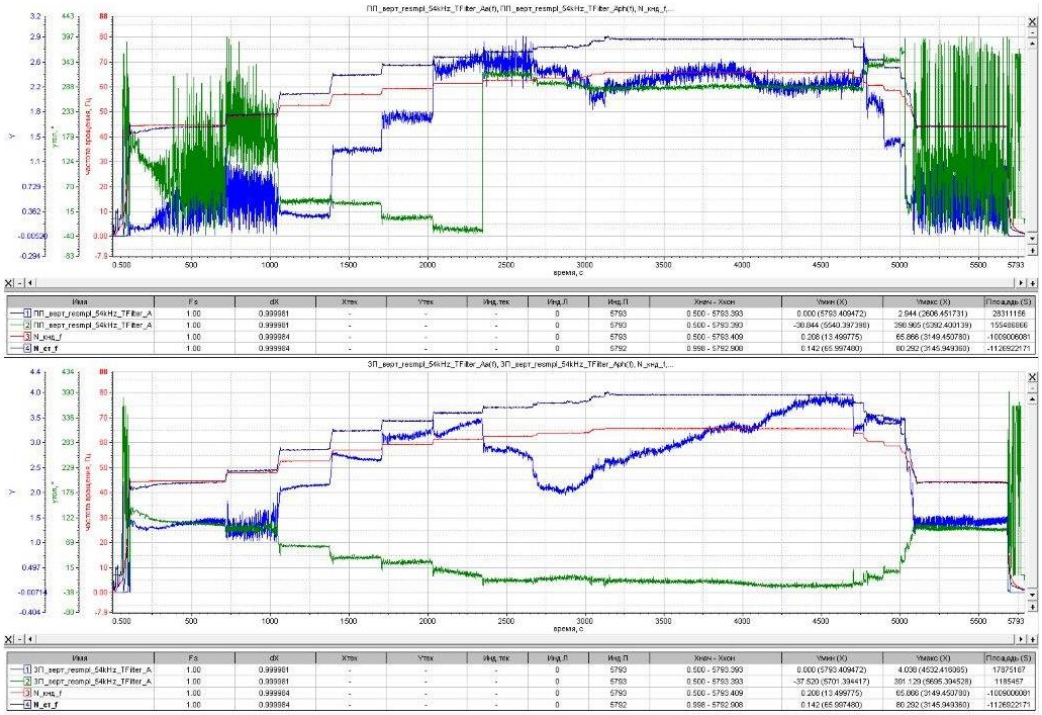


Рисунок 11 – Вибрографирование

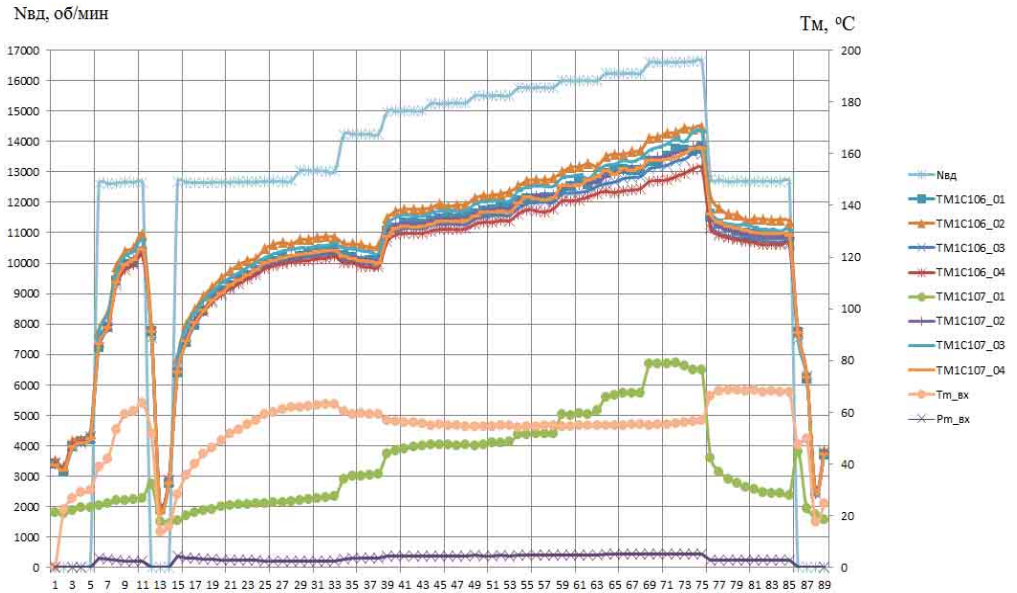


Рисунок 12 – Термометрирование

Верификация работы подшипника и подшипниковой опоры выполняется в автономных испытаниях на подшипниковом стенде (см. рисунок 13) и двигателе.

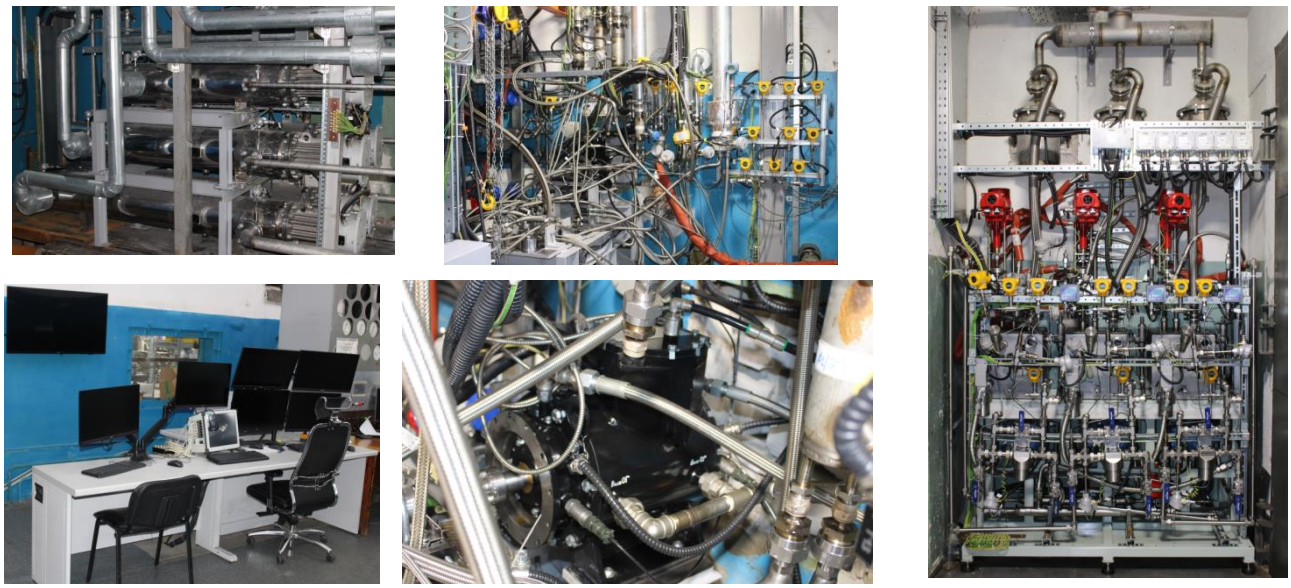


Рисунок 13 – Подшипниковый стенд

Используемая в ПАО «ОДК-Сатурн» методология позволяет создавать надёжные подшипниковые опоры газотурбинных двигателей.

АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ ФАКТОРОВ, ВЛИЯЮЩИХ НА ОСЕВЫЕ СИЛЫ НА РАДИАЛЬНО-УПОРНЫЙ ПОДШИПНИК ИНДУСТРИАЛЬНОГО ГТД

А.И. Шунин, А.Ю. Тисарев
ПАО «ОДК-Кузнецов», Самара

В работе рассмотрены основные факторы, влияющие на величину осевой силы на радиально-упорный подшипник ГТД, дана оценка их влияния на примере серийных индустриальных ГТД. Рассмотрена проблема расчетного определения величины осевой силы.

Analysis of the main factors influencing the axial forces applied to the thrust bearing of an industrial gas turbine engine

A.I. Shunin, A.Yu. Tisarev
PJSC «Kuznetsov», Samara, Russia

The article considers the main factors influencing the axial force applied to the thrust bearing of a gas turbine engine, and evaluates their influence on axial force in gas turbine industrial applications. Axial force analysis difficulties are considered.

1. Введение

Одним из основных факторов, влияющих на долговечность радиально-упорного подшипника является осевая сила. Для обеспечения работоспособности подшипника необходимо обеспечить следующие условия:

- значения осевой силы не должны превышать допустимую величину для подшипника при его работе на заданный ресурс;
- минимизация перекладок по направлению осевой силы, а, в идеале, полное отсутствие перекладок в процессе эксплуатации изделия;
- недопущение работы подшипника в условиях околонулевой осевой силы.

Для серийных ГТД требуется минимизировать разброс значений осевых сил для разных образцов изделия и обеспечить стабильность значений осевой силы в процессе эксплуатации изделия.

В данной работе рассмотрены основные факторы, влияющие на величину осевой силы, дана оценка их влияния на примере серийных индустриальных ГТД. Рассмотрена проблема расчетного определения величины осевой силы.

2. Проблема расчетного определения осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники ГТД

Ввиду наличия большого количества факторов, определяющих осевые силы, всегда имеется разброс их значений для различных образцов серийного ГТД. В отдельных случаях необходимо косвенно или напрямую оценивать осевую силу для каждой сборки изделия.

Наименее затратным в этом случае будет расчетный прогноз значения осевой силы с учетом особенностей конкретного экземпляра изделия.

Расчётное определение осевых сил на радиально-упорные подшипники ГТД базируется на результатах определения давлений в полостях, полученных в ходе связанного термомеханического расчёта пневмосистемы изделия, а также на результатах газодинамического расчёта проточной части, в ходе которого определяются осевые силы, действующие на рабочие лопатки и поверхности проточной части. В свою очередь газодинамический расчёт проточной части базируется на термодинамических параметрах изделия.

Для приведения результатов расчётов в соответствие с параметрами реального изделия необходимо проведение работ по идентификации всех трёх расчётных моделей – термодинамической, газодинамической и термомеханической. Идентификация расчетных моделей для каждого экземпляра изделия является невозможной. Поэтому работы по идентификации необходимо провести на одном или нескольких двигателях, для которых имеется достаточный объем экспериментальных данных.

Расчетный прогноз значения осевой силы возможен при наличии идентифицированных моделей и возможности учета всех основных факторов, влияющих на её значение, для конкретного экземпляра изделия.

3. Влияние параметров рабочего тела в проточной части на величины осевых сил

Одним из основных факторов, определяющих величины осевых сил, являются параметры рабочего тела в проточной части изделия. Исходя из анализа параметров парка существующих индустриальных ГТД, для различных экземпляров изделия имеется разброс степени повышения давления в компрессоре. Можно считать, что осевая сила, действующая на рабочие лопатки компрессора прямо пропорциональна степени повышения давления в компрессоре. Влияние на осевую силу, приходящуюся на радиально-упорный подшипник при этом более существенно. Например, 1% от осевой силы на рабочие

лопатки компрессора ВД составляет 5% от характерной величины осевой силы на подшипник. Кроме того, параметры рабочего тела в проточной части определяют давления во внутренних полостях пневмосистемы ГТД.

На параметры рабочего тела в проточной части турбины оказывают существенное влияние площади горл сопловых аппаратов и рабочих колес турбины. Согласно расчетной оценке, для НК-36СТ увеличение площади горла соплового аппарата первой ступени на 1% приводит к снижению осевой силы на радиально-упорный подшипник на 2300 Н (210 кгс), увеличение площади горла рабочего колеса первой ступени на 1% приводит к повышению осевой силы на 5000 Н (500 кгс).

4. Влияние зазоров в лабиринтных уплотнениях на величины осевых сил

Для разгрузки осевых сил в конструкции ГТД сформированы разгрузочные полости, необходимое давление в которых достигается установкой лабиринтных уплотнений. Помимо числа зубьев и их геометрии, основным фактором, влияющим на эффективность уплотнения, является радиальный зазор.

Расчетная оценка осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники ГТД, требует учета изменения зазора в лабиринтных уплотнениях при работе двигателя. Величина рабочего зазора определяется зазором в монтажном состоянии, частотой вращения, температурным и напряженно-деформированным состоянием деталей.

Максимальная эффективность работы лабиринтного уплотнения требуется не всегда. Можно привести пример из практики, когда на номинальном режиме работы индустриального ГТД, вследствие уменьшения рабочего зазора уплотнения, определяющего давление в разгрузочной полости, осевая сила на подшипник снижалась до опасных околонулевых значений. В данном случае потребовалось скорректировать величину монтажного зазора в сторону увеличения для обеспечения приемлемых значений осевой силы.

Таким образом, величину монтажного зазора следует выбирать исходя из требуемой расходной характеристики уплотнения.

Величины допусков на монтажный зазор являются одним из главных факторов, определяющих разброс значений осевых сил на различных экземплярах ГТД. В наибольшей степени это относится к конструктивным решениям, когда имеется каскад лабиринтных уплотнений, расположенных последовательно на различной высоте. В таких случаях изменение радиальных зазоров даже в пределах допуска может давать существенный разброс значений осевых сил для различных экземпляров изделия. При этом разброс тем выше, чем выше перепад давлений на каскаде лабиринтов.

В рамках ОКБ ПАО «ОДК-Кузнецов» проводились работы по оптимизации значений зазоров с целью уменьшения разброса значений осевой силы при изменении зазоров в каскаде лабиринтов в пределах допуска. В результате проведения серии оптимизационных расчетов ожидается снижение разброса осевой силы в два раза.

5. Проблема расчета лабиринтных уплотнений при наличии выработки в срабатываемых слоях

Расчетный прогноз влияния радиальных зазоров осложняется необходимостью учета выработки в срабатываемых слоях, которая присутствует в лабиринтных уплотнениях в большинстве случаев.

Наличие выработки на спецслоях и сотоблоках фактически увеличивает радиальный зазор (рис. 1). Расчетное определение расходных характеристик лабиринтного уплотнения в этом случае затрудняется необходимостью корректного учета формы срабатываемого слоя. Брать в расчетах величину радиального зазора, замеренного по цилиндрической поверхности сотоблока или спецслоя некорректно (зазор А на рис. 1).

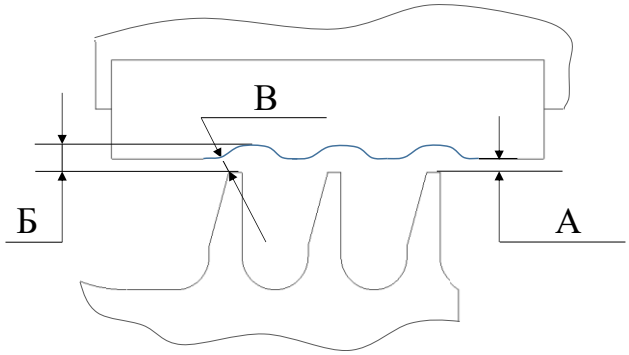


Рис. 1. Радиальный зазор при наличие выработки срабатываемого элемента

Можно отметить несколько возможных подходов учета влияния выработки срабатываемых слоёв в расчетах лабиринтных уплотнений.

1. Консервативный подход. При таком подходе расчет ведется по принятым расчетным зависимостям, применяемых для расчета лабиринтных уплотнений. Рабочий радиальный зазор в уплотнении увеличивается на глубину выработки (зазор Б на рис. 1). Данный подход не учитывает ширину и форму канавок выработки, а также осевое положение зубьев относительно канавок. Поэтому в реальности в большинстве случаев влияние выработки должно быть несколько меньше.

2. CFD расчет лабиринтного уплотнения с учетом реальной геометрии срабатываемого слоя. Применимость данного подхода ограничена временными затратами на подготовку моделей и проведение расчетов в случае необходимости оперативной оценки влияния выработки в конкретном случае. Однако такой подход может применяться для получения обобщенных зависимостей влияния выработки на работу лабиринтного уплотнения.

3. Уточнение расчетных зависимостей на основе экспериментальных продувок лабиринтных уплотнений. Данный подход усложняется необходимостью проведения большого количества экспериментальных исследований для набора достаточного количества статистических данных.

Результаты CFD расчетов, выполненных в рамках ОКБ ПАО «ОДК-Кузнецов» показывают, что основным фактором, влияющим на эффективность работы лабиринта, является минимальная площадь проходного сечения (зазор В

на рис. 1). Минимальная площадь зависит от осевого положения гребешка лабиринта относительно канавки выработки. На практике учесть осевое положение гребешка в процессе работы ГТД является крайне сложной задачей, поэтому для оценки возможного влияния выработки в основном используется консервативный подход с той оговоркой, что при этом оценивается максимально возможное влияние, которое на практике будет несколько меньше.

6. Заключение

На значение осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник ГТД оказывают влияние множество факторов, таких как разброс параметров рабочего тела в проточной части, радиальные зазоры в лабиринтных уплотнениях, площади горл сопловых аппаратов и рабочих колес турбины. Кроме того, некоторые особенности конструкции ГТД, такие как негерметичность стыков, также могут вносить фактор неопределенности в значения осевых сил.

При расчетном прогнозе необходимо использовать идентифицированные модели, и также учитывать все факторы, влияющие на величину осевой силы на подшипник.

Список использованных источников

[1] А.И. Белоусов, А.И. Иванов. Расчет осевых сил, действующих в турбомашинах. Куйбышев: КуАИ, 1981. 84 с.

[2] В.В. Кулагин. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. 2-е издание. М.: Машиностроение, 2003. 616 с.

[3] А.И. Голубев, Л.А. Кондаков. Уплотнения и уплотнительная техника: справочник. М.: Машиностроение, 1986. 464 с.

[4] В.А. Зрелов, В.В. Макарчук, М.Е. Проданов, А.А. Сударев. Анализ условий работы подшипников в составе опор роторов авиационных ГТД и ЭУ. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. Академика С.П. Королёва, №3(34), 2012.

РАСЧЕТ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ

В.В. Маришкин[1], Ю.Б. Назаренко [2]
[1]ЛМЗ - филиал ПАО «ОДК - УМПО» (г. Лыткарино)
[2]ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК - УМПО» (г. Москва)

На основе аналитического решения гидродинамических уравнений Навье-Стокса установлены закономерности течения жидкости в подшипниках скольжения и гидродинамическое давление в клиновом зазоре подшипника скольжения.
Для устранения перегрева подшипника осуществляется его охлаждение за счет поступления нового масла при регулируемом истечении его через боковые торцы подшипника.
Установлены закономерности течения жидкости в подшипниках скольжения и определено гидродинамическое давление, при наличии утечек масла на боковых торцах подшипника при фиксированной величине зазора. Разработана методика, позволяющая определять подъемную силу с учетом утечек масла подшипника скольжения при определенных параметрах кольцевого зазора и угол поворота линии центров окружностей цапфы вала и подшипника.

CALCULATION OF PLAIN BEARINGS

V.V. Marishkin[1], Yu.B. Nazarenko[2]
[1] LMZ – branch «ODK UMPO», Moscow, Russia
[2]Lyulka Desing Bureau – branch «ODK UMPO», Moscow, Russia

Based on the analytical solution of the Navier-Stokes hydrodynamic equations, the patterns of fluid flow in sliding bearings and the hydrodynamic pressure in the wedge-shaped gap of the bearing have been established.
To eliminate bearing overheating, cooling is achieved by supplying fresh oil through controlled outflow via the side ends of the bearing.
The patterns of fluid flow in sliding bearings have been determined, and the hydrodynamic pressure has been established in the presence of oil leakage at the side ends of the bearing for a fixed gap size. A methodology has been developed to determine the lifting force, accounting for oil leakage in the sliding bearing under specific parameters of the annular gap and the angle of rotation of the line of centers between the shaft journal and the bearing.

1. Гидродинамика вязкой жидкости при течении масла в подшипниках скольжения

В подшипнике скольжения силами потока масла, проходящего через сужающийся кольцевой зазор, формируются гидродинамические силы, которые разделяют опорные поверхности вала (цапфа) и вкладыша (подпятник) слоем масла, толщина которого должна быть больше суммы высот шероховатостей двух поверхностей.

На основе аналитического решения гидродинамических уравнений в плоской постановке установлены закономерности течения жидкости и гидродинамическое давление в клиновом зазоре подшипника скольжения [1]. Уравнение Навье-Стокса вязкой несжимаемой ньютоновской жидкости в плоской постановке в координатах x-y представим в виде

$$\frac{\partial^2 V}{\partial y^2} = \frac{1}{\mu}\frac{\partial P}{\partial x}, \qquad (1)$$

где P – давление в потоке жидкости; μ - динамическая вязкость жидкости; V – скорость течения.

Интегрируя дважды и определяя постоянные интегрирования из граничных условий при задании скоростей на границах цапфы и подшипника. Верхняя пластина набегает на жидкость со скоростью и прогоняет ее через сужающийся зазор, в результате

чего скорость потока на границе верхней пластины равна V, а на нижней, неподвижной пластине, скорость равна нулю.

Градиент давления при этом определим из выражения

$$\frac{dp}{dx} = 6\mu\left(\frac{V}{h^2} - \frac{2Q}{h^3}\right), \qquad (2)$$

где V – окружная скорость цапфы вала; h_m - зазор при максимальном давлении в подшипнике; Q – объемный расход масла, $Q=V\cdot h_m/2$.

Толщину зазора сектора круга, где формируется гидродинамическое давление, при максимальных значениях и до минимального h_{min} принимаем по закону

$$h = \frac{h_{\min}}{\sin\alpha}. \qquad (3)$$

Подставляя толщину масляного слоя (3) в выражение (2) и интегрируя выражение (2) в полярных координатах будем иметь

$$P = \frac{6\mu V\bar{R}}{h^2{}_{\min}}\left[\left(\frac{\alpha}{2} - \frac{\sin 2\alpha}{4}\right) + \zeta\left(\cos\alpha - \frac{1}{3}\cos\alpha^3\right)\right], \qquad (4)$$

h_{min} –минимальный зазор на рабочих режимах; ς – параметр равный отношению толщины масляного слоя в зоне максимального давления к минимальной толщине зазора, $\varsigma=h_m/h_{min}$.

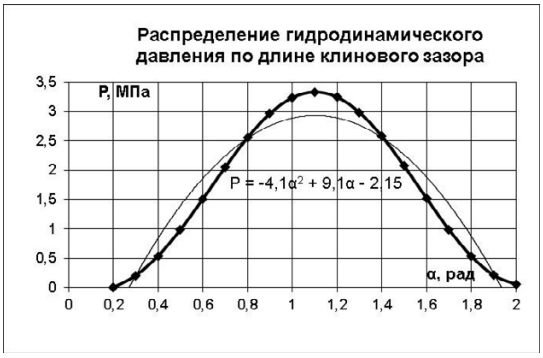


Рис. 1 Распределение гидродинамического давления по длине клинового зазора при минимальной величине зазора hmin=30 мкм

Оценим распределение гидродинамического давления по длине зазора и максимальные радиальные гидродинамические силы, поддерживающие вал ротора на масляной подкладке.

Пример расчета был проведен на модели подшипника скольжения с радиусом цапфы вала R=50 мм и шириной B=50мм. Величину радиального зазора принимаем $\Delta=R_П-R=0{,}15$ мм, где $R_П$ –радиус подшипника; R –радиус цапфы вала. Окружная скорость цапфы вала составляет V=45 м/с; μ-динамическая вязкость масла при температуре 100°C, μ=0,0027Нс/м^2; h_{min} – минимальный зазор на рабочих режимах, h_{min}=0,03мм.

Распределение гидродинамического давления при значении параметра ς=1,12 [1,3] представим на диаграмме (рис. 1).

2. Гидродинамика в подшипниках скольжения с учетом утечек масла при частично открытых торцах

Рассмотрим утечки масла через боковые щелевые зазоры на торцах подшипника при движении потока масла между цапфой вала и подшипником через боковые щелевые зазоры на торцах подшипника постоянной высоты по длине зазора, определяемой из условия достаточного поступления новой порции масла для охлаждения подшипника.

Утечка масла через боковые торцы подшипника приводит к уменьшению гидродинамического давления по ширине потока в зоне краевого эффекта по сравнению с закрытыми торцами. Это подтверждается при течении масла между пластинами, полученное с помощью вычислительного пакета ANSYS SFX [2]. При этом расход жидкости на выходе пластин с утечками масла и без утечек при закрытых торцах примерно одинаков, но на входе пластин с утечками масла - возрастает на величину утечек по сравнению с закрытыми торцами.

Тогда распределение гидродинамического давления в подшипнике скольжения с учетом утечек получим из решения, полученного при течении масла без утечек при увеличении расхода масла на входе.

При постоянной высоте щелевых зазоров по пути движения масла между цапфой и подшипником примем закон распределения утечки по длине дуги масляного слоя подшипника пропорционально гидродинамическому давления без утечек.

Аппроксимируем утечку масла по длине потока по выражению

$$q = \frac{\lambda\cdot Q}{2}\sin(2\alpha - \eta), \qquad (5)$$

где Q – расход масла без утечек; λ - коэффициенте утечек; η –смещение угловой координаты (сдвиг фаз).

При величине сдвига фаз η=0,63, получим распределение утечки масла при движении потока по кольцевому зазору аналогичное распределению гидродинамического давления.

Градиент гидродинамического давления при увеличении расхода и при утечках масла по длине движения потока в рабочем диапазоне можно представить в виде

$$\frac{dp}{dx} = \frac{6\mu VR}{h^2_{\min}}\left(\frac{(\sin\alpha)^2}{1} - \right.$$
$$\left. - \frac{[\xi(1+\lambda) - (\lambda\xi/2)\sin(2\alpha-\eta)]\cdot(\sin\alpha)^3}{1}\right), \quad (6)$$

где ς – параметр равный отношению толщины масляного слоя в зоне максимального давления к минимальной толщине зазора, $\varsigma = h_m/h_{min}$; R – радиус цапфы вала.

Интегрируя выражение (6), получим

$$P = \left[\left(\frac{\alpha}{2} - \frac{\sin 2\alpha}{4}\right) + \gamma\cos\alpha - \right.$$
$$\left. - \delta\cos\alpha^3 + \rho\sin^5\alpha - \chi\cos^5\alpha\right], \quad (7)$$

где γ - параметр равный, δ - параметр равный, $\delta = [\zeta(1+\lambda) - (3\lambda\cdot\xi/2)\sin\eta)]/3$; ρ - параметр равный, $\rho = \lambda\cdot\zeta\cos\eta/5$; χ - параметр равный, $\chi = -0{,}2\lambda\cdot\xi\sin\eta$.

Оценим распределение давления при тех же исходных данных и параметре $\zeta = 1{,}12$, как и для расчета гидродинамического давления без утечек масла и при коэффициенте утечек равным $\lambda = 0{,}2$ (рис. 2).

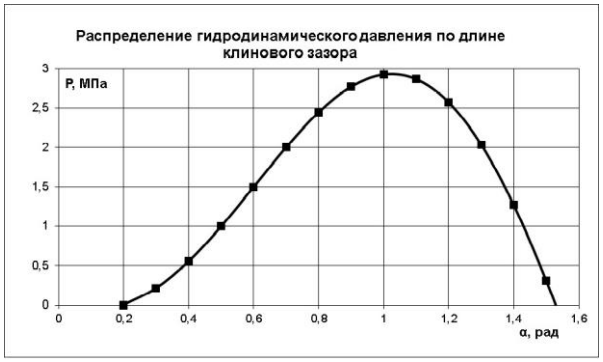


Рис. 2 Распределение гидродинамического давления

Процесс, протекающий в опоре скольжения при оптимальных условиях жидкостного трения, можно проиллюстрировать на следующей диаграмме (рис.3).

Центр цапфы из центра подшипника т. О смещается в сторону вращения т. O_1 на величину $e=\Delta-h_{min}$ и между поверхностями подшипника и цапфы возникает клиновой зазор.

В сечении, проходящей через ось подшипника и линией центров $O\text{-}O_1$, смазочный слой имеет минимальную толщину h_{min}.

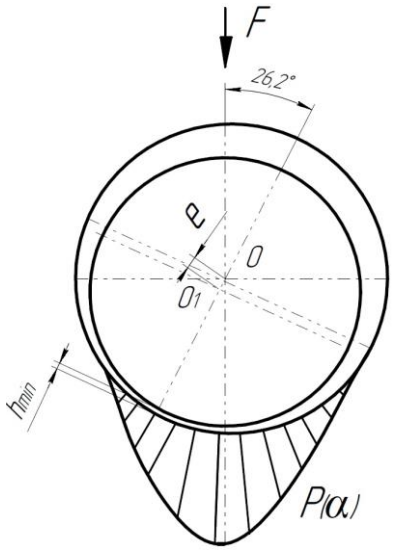


Рис.3 Перемещение центра цапфы на рабочем режиме.

Из равенства проекции сил от гидродинамического давления вдоль оси “x” при повороте эпюры давления на угол α=26,2º, определим угол между вертикальной осью и линией центров $O\text{-}O_1$.

3.Выводы.

На основании аналитического решения двумерного гидродинамического уравнения получена зависимость для определения гидродинамического давления по длине масляного клина в подшипнике скольжения.

Разработана методика, позволяющая определять подъемную силу с учетом утечек масла подшипника скольжения при определенных параметрах кольцевого зазора и угол поворота линии центров окружностей цапфы вала и подшипника.

Список использованных источников

1. Назаренко Ю.Б., Маришкин В.В. Гидродинамика подшипников скольжения с гладкими вкладышами //Труды МАИ. 2024. №139.URL:https://trudymai.ru/published.php?ID=18345

2. Маришкин В.В., Назаренко Ю.Б. Гидродинамика течения масла между пластинами при утечке через щелевой зазор на боковых торцах пластин. Симпозиум НТКД по двигателестроению/Опоры подшипников. 2024. С. 303-305.

3. Чернавский С.А. Подшипники скольжения. М.: Машиностроение. -1963. - 244с.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ УПОРНОГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА РОТОРА ТУРБОХОЛОДИЛЬНИКА АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

В.А. Харченко [1], И.В. Тищенко [1, 2]
[1] ПАО НПО «Наука», Москва,
[2] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Разрабатывается математическая модель упорного газодинамического подшипника ротора турбохолодильника авиационной системы кондиционирования воздуха. Модель включает решение двумерного уравнения газовой смазки, учитывает геометрические параметры деталей и упругую деформацию деталей подшипника от нагружения.

DEVELOPMENT OF ROTOR THRUST FOIL BEARING MATHEMATICAL MODEL FOR AIR CYCLE MACHINE OF AIRCRAFT AIR CONDITIONING SYSTEM

V.A. Kharchenko[1], I.V. Tishchenko [1, 2]
[1] PAO NPO «Nauka», Moscow, Russia
[2] BMSTU, Moscow, Russia

The mathematical model of rotor thrust foil bearing for air cycle machine of aircraft air conditioning system is being developed. The model includes the solution of the two-dimensional gas lubrication equation, takes into account the geometric parameters of the parts and the elastic deformation of bearing parts from loading.

1 Введение

В настоящее время газодинамические подшипники (ГДП) широко применяются в различных областях техники – станкостроительной, космической, авиационной и энергетической. С 2002 года подшипники стали применяться в качестве опор ротора в газотурбинных двигателях летательных аппаратов [1], где встречаются наиболее тяжёлые условия эксплуатации связанные с повышенной температурой и вибрацией. В 1991 году известны случаи применения ГДП в стационарных газотурбинных установках небольшой мощности и автомобильных двигателях [2]. Однако первое промышленно применение данные узлы нашли в 60-ые годы XX века в турбохолодильниках (ТХ) систем кондиционирования воздуха (СКВ) летательных аппаратов (ЛА) [1]. Ротор ТХ с ГДП представлен на рисунке 1.

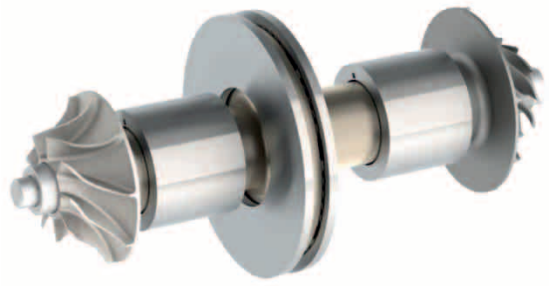


Рис. 1. Ротор ТХ с ГДП

Важным преимуществом ГДП, перед подшипниками качения, является отсутствие системы масляной смазки. Этот фактор существенно облегчает эксплуатацию, исключая необходимость периодической замены масла, снижает массу и повышает эффективность ТХ, исключает возможность загрязнения маслом воздуха, поступающего в салон ЛА [3].

Возможность модернизации конструкции существующих ТХ, использующих подшипники качения для опоры ротора, с применением ГДП делает актуальной задачу разработки математических моделей ГДП.

2 Математическая модель

Разрабатываемая математическая модель предназначена для оценки несущей способности упорного ГДП I поколения. Элемент упорного ГДП 1 поколения представлен на рисунке 2.

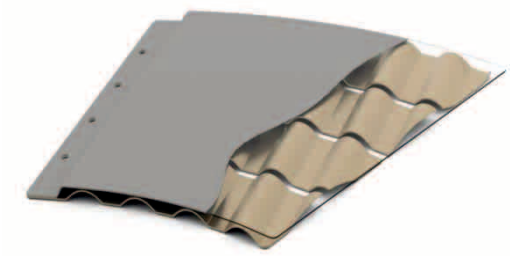


Рис. 2. Элемент упорного ГДП 1 поколения

В разрабатываемой математической модели упорного ГДП для определения поля давлений на лепестке принята расчётная сетка, представленная на рисунке 3.

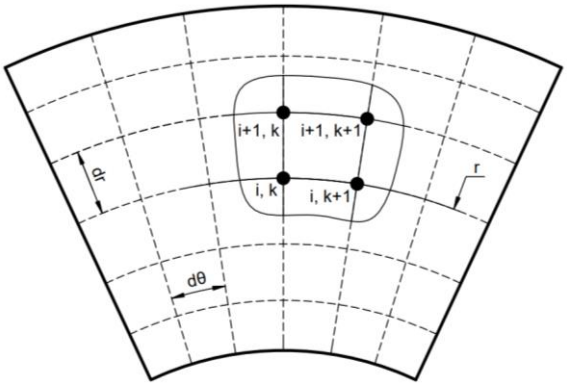


Рис. 3. Расчётная сетка для определения поля давлений в смазывающем слое

Расчёт поля давлений на поверхности лепестка осуществляется посредством уравнения Рейнольдса (1), представленном для сетки в форме сектора окружности. Решение уравнения осуществляется методом конечных разностей.

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(rh^3p\frac{\partial p}{\partial r}\right)+\frac{1}{r^2}\frac{\partial}{\partial \theta}\left(h^3p\frac{\partial p}{\partial \theta}\right)=6\mu\omega\frac{\partial(ph)}{\partial \theta} \qquad (1)$$

В математической модели сделаны следующие допущения:

- воздух рассматривается как идеальный газ;
- смазывающий слой находится при постоянной температуре;
- выступы демпфера одинаковой жесткости;
- демпфер не может отрываться от поверхности основания;
- нагрузка на выступ демпфера прикладывается в центральной точке.

3 Заключение

Разрабатываемая математическая модель после верификации расчётных данных позволит сократить время на разработку узлов ГДП и сделать оценку возможности замены применяемых опор качения ротора ТХ СКВ ЛА на ГДП опоры.

В дальнейшем планируется добавить в модель возможность расчёта ГДП II поколения, учёт тепловых воздействий корпусных деталей ТХ и динамики ротора на радиальных ГДП.

Список использованных источников

[1] H. Heshmat, J. F. Walton и M. J. Tomaszewski, «Demonstration of a turbojet engine using an air foil bearing,» Рено-Тахое, Невада, США, 2005.

[2] H. Heshmat, «Analysis Of Compliant Foil Bearings With Spatially Variable Stiffness,» в *Материалы конференции "AIAA/SAE/ASME/ASEE 27th Joint propulsion conference"*, Сакраменто, Калифорния, США, 1991.

[3] М. Ю. Темис и А. Б. Мещеряков, «Параметрическое исследование упругих свойств осевого газодинамического лепесткового подшипника на основе одномерной модели течения смазки,» *Известия высших учебных заведений. Машиностроение. №2,* pp. 11-23, 2019.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАПРАВЛЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ РОТОРОВ НА ДОЛГОВЕЧНОСТЬ МРП НА ПРИМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ АЛ-31ФП

М.В. Кузьмин, к.т.н. А.С. Трешневская

ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК - УМПО», Москва

Аннотация

В настоящее время в конструкциях современных двухкаскадных двигателей достаточно широко применяются межроторные подшипники качения которые в силу своей конструкции находятся между двумя валами роторов, вращающихся с различной скоростью.

Одной из основных причин отказа межроторного подшипника в условиях эксплуатации является возникновение значительных контактных напряжений и сопутствующий этому износ поверхностей качения [1]. Задача определения долговечности подшипников решается сегодня в основном аналитическими методами, построенными на результатах многочисленных экспериментальных исследований, и на базе которых построен ряд стандартов, как российских, так и зарубежных. Вместе с тем следует отметить, что в этих стандартах при оценке контактных напряжений не учитываются большое количество факторов, действующих в работе подшипникового узла, что приводит часто к завышенной оценке долговечности. То есть сама задача расчета контактных напряжений и соответственно долговечности в общем случае является многофакторной. Решение этой задачи о контактных напряжениях с учетом всех действующих факторов может быть получено в конечно-элементной постановке численными методами.

Оценка факторов осуществлялась в программном комплексе LS-DYNA.

Смоделировано 2 ротора и полностью все подшипники трансмиссии, включая межроторный подшипник. Ротора раскручивались явным методом до 100 % как в одну, так и в противоположные стороны.

INVESTIGATION OF ROTORS ROTATION DIRECTION EFFECT ON INTER- ROTOR BEARING DURABILITY USING AL-31FP ENGINE EXAMPLE

Kuzmin M.V., Treshnevskaya A.S.

A. Lyulka Desidn Bureau – a branch of the United Engine Corporation – Ufa Engine Industrial Association, Moscow

Abstract

Currently, in the designs of modern two-stage engines, interrotor rolling bearings are quite widely used, which, due to their design, are located between two shafts of rotors rotating at different speeds.

The factors were evaluated in the LS-DYNA software complex.

Simulated 2 rotors and all transmission bearings, including the inter-rotor bearing. The rotors were spun explicitly to 100%.

1. Объект исследования

Объектом исследования является межроторный подшипник в составе роторной системы двигателя АЛ-31Ф.

Радиальный роликовый подшипник 5-272822Р2У с габаритными размерами 110х140х19, сверхлегкой серии с центрированием сепаратора по наружному кольцу (рисунок 1).

В двигателе подшипник находится между двумя роторами и является одной из опор ротора высокого давления. При этом внутреннее кольцо подшипника устанавливается на вал ротора низкого давления, а

наружное кольцо на вал ротора высокого давления.

Рассматривается вращение роторов как в одну сторону, так и в противоположные стороны.

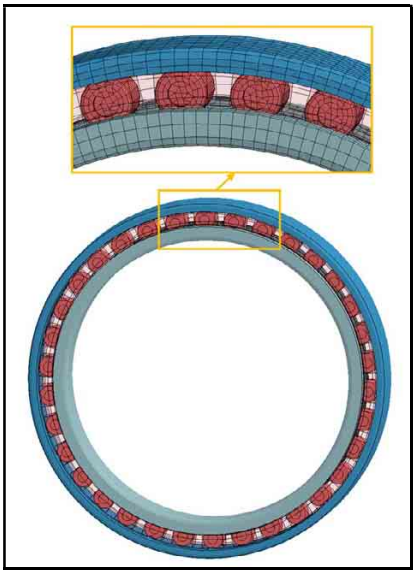


Рис. 1 Межроторный роликовый подшипник

2. Долговечность по аналитической методике [2]

При высокой частоте вращения подшипника, когда центробежные силы тел качения становятся соизмеримыми, или даже большими, чем нагрузки приходящие на тела качения от внешних сил, долговечность подшипника может ограничиваться усталостной контактной прочностью его наружного кольца или тел качения.

Долговечность по напряжениям смятия для роликоподшипников

$$L_h = \frac{10^6}{60 \cdot n_{экв}} \left(\frac{C_r}{P_{экв}} \right)^{\alpha}, \quad (1)$$

где n_0 – частота вращения сепаратора;

$[\sigma]`_{см}$ – допускаемое напряжения смятия при базе 107 циклов изменений напряжений смятия при линейном контакте;

$\sigma_{см}$ – максимальное расчетное напряжение смятия на площадках контакта ролика с дорожкой качения наружного кольца, определенное с учетом центробежной силы тел качения.

Напряжение смятия для линейного начального контакта определяется по формуле

$$\sigma_{см} = \sqrt{\frac{1}{\pi} \frac{\sum \rho}{\eta} q}, \quad (2)$$

где $\Sigma\rho$ – суммарная кривизна поверхностей контактирующих тел

$$\sum \rho = \rho_{11} + \rho_{12} + \rho_{21} + \rho_{22} \quad (3)$$

При одинаковых механических характеристиках ролика и кольца коэффициент η определяется по формуле

$$\eta = 2 \cdot \left(1 - \mu^2\right) / E, \quad (4)$$

где E– модуль упругости;

μ – коэффициент Пуассона.

Линейная интенсивность распределения нагрузки по длине контакта

$$q = \frac{P_{\Sigma H}}{l_r}, \quad (5)$$

где l_r – длина площадки контакта;

$P_{\Sigma H}$ – суммарная сила, действующая со стороны тела качения на дорожку качения наружного кольца

$$P_{\Sigma H} = P_r + \frac{P_c}{\cos \alpha}, \quad (6)$$

где P_r – радиальная составляющая, действующая в контакте тела качения с дорожкой качения наружного кольца подшипника;

α – угол контакта тела качения с дорожкой качения.

- для подшипников с начальным линейным контактом тела качения с кольцом подшипника

$$P_r = \frac{4,6 F_r}{z}, \quad (7)$$

где F_r – суммарная радиальная нагрузка (без учета реакции, возникающие от действия гироскопических моментов при эволюциях самолета в полете)

$$F_r = (R^{дис} + R^G) \cdot V \cdot K_б \cdot K_T, \quad (8)$$

R_G – величины реакций, возникающие в опорах от масс роторов;

$R_{дис}$ – величины реакций, возникающие от действия остаточного дисбаланса при вращении ротора ВД на расчётном режиме;

$K_б$ – коэффициент безопасности, учитывает влияние на долговечность подшипников вибрационных перегрузок и динамических условий

работы;

K_T – температурный коэффициент, с помощью которого учитывается влияния на долговечность подшипников твердости поверхностей качения колец и тел качения;

V – коэффициент вращения.

P_C – центробежная сила тела качения

$$P_C = 0,5 \cdot m \cdot D_0 \cdot \omega_C^2, \quad (9)$$

где m – масса тела качения;

D_0 – диаметр окружности центров комплекта роликов;

ω_C – угловая скорость сепаратора.

- для цилиндрического ролика

$$m = \frac{\gamma}{g} \pi \frac{D_W^2}{4} l, \quad (10)$$

γ – удельный вес материала тела качения;

D_W – диаметр ролика.

Для роликового подшипника, у которого кольца вращаются в одном направлении, частота вращения сепаратора

$$n_o = n_в \cdot K_1 + n_н \cdot K_2 \quad (11)$$

Для роликового подшипника, у которого кольца вращаются в разных направлениях, частота вращения сепаратора

$$n_o = n_в \cdot K_1 - n_н \cdot K_2 \quad (12)$$

В формулах 13, 14 коэффициенты K_1 и K_2 определяются как

$$K_1 = \frac{D_0 - D_W \cdot \cos\beta}{2D_0}, \quad (13)$$

$$K_2 = \frac{D_0 + D_W \cdot \cos\beta}{2D_0}. \quad (14)$$

3. Численное моделирование контактных напряжений смятия

Предлагается метод расчетного определения контактных напряжений смятия МРП при численном моделировании роторной системы двигателя АЛ-31Ф [3]. Расчетная модель максимально приближена к реальным конструктивным особенностям и условиям его работы.

Для определения контактных напряжений смятия и оценки долговечности был проведен динамический расчет МРП в составе роторной системы двигателя АЛ-31Ф в двух вариантах вращения колец.

Смоделировано 2 ротора и полностью все подшипники трансмиссии, включая межроторный подшипник. Ротора раскручивались явным методом до 100% от расчетной частоты вращения за 200 мс. Общее время расчета составило 230 мс. В модели задана гравитация.

На рисунке 2 представлена конечно-элементная модель роторной системы двигателя АЛ-31Ф с подшипниками трансмиссии.

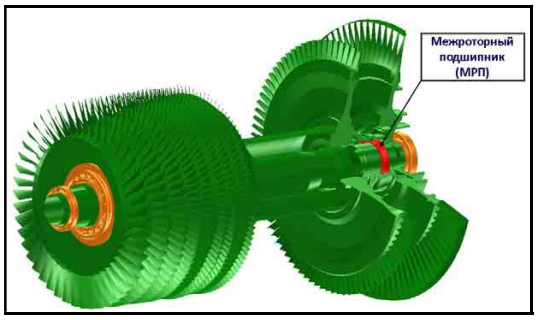


Рис. 2 Конечно-элементная модель роторной системы двигателя АЛ-31Ф

Упругопластический расчет выполнялся с использованием кода LS-DYNA. В модели учитывалась податливость опор с помощью дискретных элементов, связанных с жесткими телами, имитирующими статор и закрепленных по вращательным степеням свободы (рисунок 3). Так же в модели учитывались максимальные чертежные дисбалансы массовыми элементами по балансировочным поясам (рисунок 4), и нелинейные свойства материалов.

Между кольцами и телами качения заданы контактные взаимодействия с коэффициентом трения 0,0011.

Вращение колец задавалось в двух вариантах, первый вариант – кольца вращаются в одном направлении, во втором варианте – в противоположных направлениях.

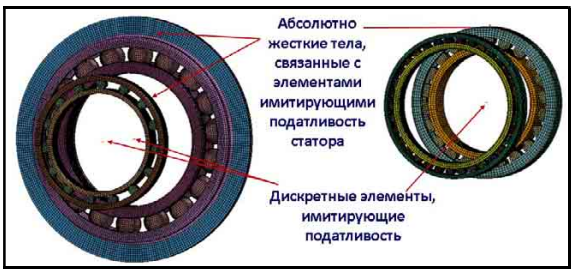


Рис. 3 Подшипники трансмиссии

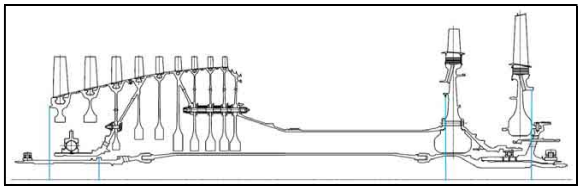


Рис. 4 Балансировочные пояса роторов двигателя АЛ-31Ф

Контроль расчета и его стабильность осуществлялся по значениям кинетической энергии вращающихся элементов конструкции во времени.

3. Заключение

Возможно расчетное исследование межроторного подшипника посредством моделирования поведения роторов при их совместной работе.

Расчетная оценка позволяет учесть и проанализировать влияние различных факторов, которые невозможно реализовать в стендовых условиях.

Посредством численного моделирования можно проводить сравнительный анализ различных конструктивных вариантов подшипников трансмиссии.

Анализ результатов показывает существенное различие значения контактных напряжений и долговечности для численного метода и аналитического метода.

Полученные контактные напряжения можно использовать для предварительной оценки при расчете долговечности МРП.

Список использованных источников

1. Семенова А.С., Кузьмин М.В., Леонтьев М.К. Оценка долговечности межроторного подшипника по контактным напряжениям смятия. // Вестник московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 138-150.

2. И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г.Б. Иосилевич – 1993. Справочник, 4-е издание, переработанное и дополненное. Расчет на прочность деталей машин. – С. 150-156.

3. Семенова А.С., Кузьмин М.В., Кирсанов А.Р. Численное моделирование вращения межроторного подшипника с имитацией реальных условий работы. // Вестник московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 124-132.

ТЕНДЕНЦИИ В ОБЛАСТИ ИССЛЕДОВАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ

Ю.Л. Лаврентьев, Н.И. Петров, Ю.А. Ножницкий
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Представлены основные тенденции развития в области исследований авиационных подшипников качения, а также необходимые исследования для обеспечения их надежности и ресурса.

TRENDS IN RESEARCH OF AVIATION ROLLING BEARINGS

Yu.L. Lavrentyev, N.I. Petrov, Yu.A. Nozhnitsky
CIAM, Moscow, Russia

The main development trends in the field of aviation rolling bearings research are presented, as well as the necessary research to ensure their reliability and service life.

1 Введение

С развитием авиационных двигателей постоянно растёт их удельная тяга и снижается удельный расход топлива. Требуемые характеристики двигателя достигаются за счёт увеличения частот вращения роторов и повышения термогазодинамических параметров. В результате современные подшипники качения авиационных двигателей работают при параметрах быстроходности достигающих величин $d_m n = 3…3{,}5 \cdot 10^6$ мм·об/мин (d_m – средней диаметр подшипника; n – частота вращения). В связи с увеличением частоты вращения и размеров подшипников в двигателях высокой степени двухконтурности значительно возрастает тепловыделение в подшипниках. Существующие методики определения тепловыделения в подшипниках, как правило, эмпирические [1] и основаны на результатах, полученных при испытаниях подшипников, работающих при более низких параметрах быстроходности. Для высокооборотных подшипников, работающих за пределами «существующего опыта», рекомендуется проводить исследования с определением оптимальной величины прокачки масла для выбранного метода охлаждения. Для высокооборотных изделий рассматривается применение так называемых гибридных подшипников, имеющих стальные кольца и керамические тела качения.

2 Гибридные подшипники

Основные преимущества гибридных подшипников – сохранение радиального зазора в широком диапазоне температур эксплуатации, снижение центробежных нагрузок на наружное кольцо, и, как следствие, снижение тепловыделения в подшипнике из-за проскальзывания в связи с уменьшением разницы углов контакта между внутренней и наружной дорожками качения. Исследования показывают, что гибридные подшипники обеспечивают лучшую (более длительную) по сравнению с полностью стальными подшипниками работоспособность в особых условиях эксплуатации: в условиях загрязнения масла, при наличии перекоса, при отсутствии или ограниченном расходе масла, при высоком перепаде температур по режимам и др. В гибридных подшипниках для изготовления тел качения используется нитрид кремния. Испытания на контактную выносливость современных зарубежных тел качения из нитрида кремния показывают, что их усталостные свойства не уступают соответствующим характеристикам подшипниковой стали, и при возникновении дефекта не происходит хрупкого разрушения керамики (не происходит раскалывания тел качения). Несмотря на преимущества гибридных подшипников, их область применения ограничена. Это малоразмерные высокооборотные ГТД, где не может быть обеспечено должное охлаждение подшипниковых опор, опоры полноразмерных ГТД, работающие при параметрах быстроходности $d_m n \geq 2{,}8$ млн. мм. об/мин. Не рекомендуется использовать гибридные подшипники при высоких нагрузках, так как модуль упругости нитрида кремния в 1,5 раза выше модуля упругости подшипниковой стали, поэтому контактные напряжения в гибридных подшипниках также будут выше.

Для внедрения гибридных подшипников качения в состав авиационных ГТД необходимы разработка

отечественного порошка нитрида кремния, отработка технологии горячего изостатического прессования при высоких температурах с обеспечением требуемой микропористости керамики, применение методов финишной обработки тел качения с достижением требуемых отклонений и шероховатостей, подтверждение усталостных свойств образцов из нитрида кремния, подтверждение контактной выносливости в составе гибридного подшипника качения.

3 Изменение подхода к проектированию подшипниковых узлов

В отличие от авиационных двигателей, разрабатываемых в СССР, где подшипникам устанавливался невысокий начальный ресурс, который затем неоднократно увеличивался по мере наработки двигателя, в современных отечественных гражданский ГТД уже на этапе эскизного проекта закладывается ресурс не менее 25000 ч. Для обеспечения этих требований должны быть разработаны подходы и технологии, направленные на обеспечение высокого ресурса в ожидаемых условиях эксплуатации. Для обеспечения ресурса ужесточаются требования к условиям работы подшипников в составе изделия. Уже на этапе эскизного проекта, необходимо удостовериться, что расположение лабиринтов уплотнения, обеспечивает невысокую осевую нагрузку от газодинамических сил на шариковые радиально-упорные подшипники опор роторов высокого и низкого давлений. Также необходимо обеспечить отсутствие изменения направления действия осевой нагрузки (отсутствие «перекладки»). Для роликовых подшипников наблюдается тенденция к уменьшению радиальных зазоров и увеличению натягов колец на вал и в корпус, а также отказ от использования межвальных и межроторных подшипников.

Важным требованием является снижение динамической нагрузки на подшипники в эксплуатации. По этой причине ужесточаются требования к величинам остаточного дисбаланса, вводится балансировка роторов в собственных опорах. Как правило, для всех опор используется демпфирование.

4 Разработка новых подшипниковых сталей и подтверждение их контактной выносливости

Наиболее важными для обеспечения надежности подшипников являются работы, направленные на совершенствование методов закалки и поверхностного упрочнения существующих и перспективных подшипниковых сталей, а также подтверждение повышения их усталостных свойств путём проведения испытаний на контактную выносливость.

Особенностью подшипников качения является то, что появление дефекта может произойти в области многоцикловой (гигацикловой) усталости. Поэтому испытания на контактную выносливость должны проводиться на базе 10^9 циклов. В связи с высокой неоднородностью материала (как правило карбидной) возникновение дефекта в подшипнике является событием вероятностным. Для учета вероятностного характера разрушения необходимо проводить испытание партии подшипников при одном и том же уровне нагрузки с использованием для учёта разброса свойств распределения Вейбулла (рис.1).

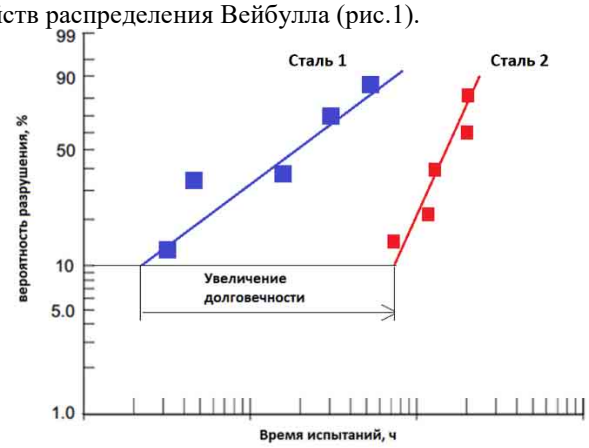


Рис. 1. Распределение Вейбулла учитывает разброс свойств стали, что позволяет сравнивать контактную выносливость различных сталей

При выборе режима испытаний на контактную выносливость необходимо, с одной стороны, обеспечить сокращение времени испытаний, с другой стороны, обеспечить зарождение усталостной трещины на некоторой глубине под дорожкой качения, с последующим образованием выкрашивания (сполл, рис.2) и исключить наличие других видов дефектов в процессе испытаний.

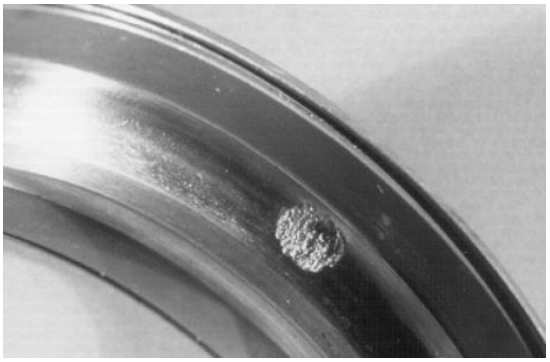


Рис. 2. Усталостное выкрашивание (сполинг) с началом трещины под поверхностью [2]

5 Интегрированные опоры

С целью снижения массы и обеспечения более точной установки подшипников относительно сопрягаемых деталей широко используются так называемые интегрированные опоры (рис.3), где кольца подшипников выполняют дополнительные функции: беличьего колеса, демпфера, лабиринтного

уплотнения, цапфы для соединения с другими деталями роторов и др. Для таких подшипников к материалам разных участков колец предъявляются разные требования: упругость беличьего колеса, высокие твёрдость и контактная выносливость дорожек качения. Поэтому для колец интегрированных подшипников необходимо применение специальных сталей с использованием местной закалки дорожек качения. Усталостные характеристики таких подшипников также должны быть подтверждены путем проведения испытаний на контактную выносливость, а сами подшипники должны пройти стендовые испытания в составе двигателя и/или на специализированных подшипниковых стендах с целью подтверждения надежности и ресурса элементов подшипника.

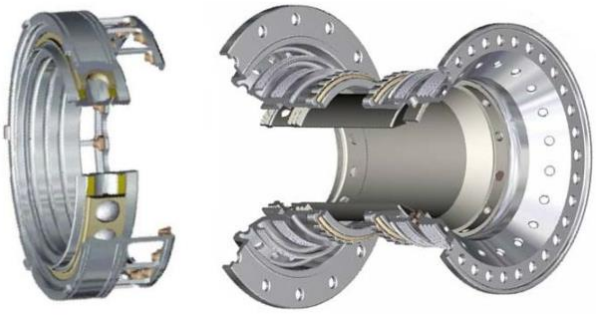


Рис. 3. Интегрированные опоры [3]

6 Создание стендовой базы

Испытания по подтверждению ресурса отечественных авиационных подшипников, а также специальные исследовательские работы, направленные на повышение надежности подшипников проводятся на аккредитованном для проведения сертификационных испытаний комплексе специализированных подшипниковых стендах ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (рис. 4).

Подшипники вентиляторов двигателей большой тяги имеют большие размеры; опыт эксплуатации таких подшипников в отечественной промышленности отсутствует. Для подтверждения надежности и ресурса крупногабаритных подшипников за рубежом создаются специализированные стенды для проведения ускоренных ресурсных испытаний при увеличенной нагрузке [4]. Для испытаний крупногабаритных подшипников опор вентилятора двигателей высокой двухконтурности необходимо создание специализированных подшипниковых стендов. Кроме этого, в связи с высокой карбидной неоднородностью заготовок большой размерности, необходимо подтвердить усталостные свойства материала путем проведения испытаний на контактную выносливость модельных подшипников, изготовленных из заготовок большой размерности.

Рис. 4 Подшипниковый стенд

Для обеспечения оптимизации теплового состояния подшипников малоразмерных двигателей целесообразно создание стенда для испытаний высокооборотных подшипников (n>50 000 об/мин).

Заключение

Рассмотрены основные тенденции в области исследований авиационных подшипников качения. Предложены основные направления исследований на ближайшие годы для обеспечения надежности отечественных авиационных подшипников качения. Результаты исследований будут использованы в других отраслях машиностроения, где предполагается применение высокооборотных и высоконагруженных подшипников качения.

Список использованных источников

[1] Петров Н.И., Ю.Л. Лаврентьев. Сравнение различных методик расчёта тепловыделения в радиально-упорных шарикоподшипниках // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 154–163.

[2] Harris T.A., Kotzalas M.N. Advanced Concepts of Bearing Technology. 5th ed. Boca Raton: CRC Press, 2006. 360 p.

[3] Gloeckner P., Rodway C. The Evolution of Reliability and Efficiency of Aerospace Bearing Systems // Engineering. 2017. Vol. 09, № 11. P. 962–991.

[4] Zimmerman G.A. Welcome Aboard! // Evolution. 2016. [Электронный ресурс]. URL: http://evolution.skf.com/welcome-aboard/ (дата обращения: 01.05.2019).

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМЫ ВИБРАЦИОННОЙ ДИАГНОСТИКИ ДЕФЕКТОВ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Д.А. Редькин, Н.И. Петров, Ю.Л. Лаврентьев, С.Ю. Данилкин, В.А. Телешев
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

В работе представлена разработанная в ЦИАМ система вибрационной диагностики подшипников качения при стендовых испытаниях. Рассмотрены примеры использования системы вибрационной диагностики в процессе испытаний в условиях высоких нагрузок и скоростей вращения. Система вибрационной диагностики верифицирована при испытаниях подшипников с искусственно нанесенными повреждениями. Экспериментально показана эффективность, достаточная чувствительность и быстродействие разработанной системы, для выявления естественных повреждений подшипника.

RESULTS OF USING THE VIBRATION DIAGNOSTICS SYSTEM FOR ROLLING BEARING DEFECTS IN BENCH TESTS

D.A. Redkin, N.I. Petrov, Y.L. Lavrentiev, S.Y. Danilkin, V.A. Teleshev
CIAM, Moscow, Russia

The paper describes the vibration diagnostics system for rolling bearings during bench tests developed at CIAM. Examples of using the vibration diagnostics system during tests under conditions of high loads and rotation speeds are considered. The high sensitivity and speed of the developed vibration diagnostics system to weak artificial and natural

1 Введение

Подшипники газотурбинных двигателей работают в условиях высоких нагрузок, скоростей вращения и температур, что делает их уязвимыми к повреждениям, которые могут прогрессировать незаметно и привести к поломке подшипника и, как следствие, вторичным повреждениям других элементов двигателя. При стендовых испытаниях авиационных двигателей и их узлов могут возникать дефекты подшипников, которые часто проявляются внезапно и не фиксируются на ранних стадиях стандартными методами контроля. В данном контексте ключевое значение получают методы превентивной диагностики. Наиболее перспективными представляются методы вибрационной диагностики с использованием акселерометров, установленных на корпусных элементах двигателей или на подшипниковых узлах.

2 Цель работы

Цель проведенных исследований заключалась в анализе и систематизации примеров использования разработанной системы вибрационной диагностики для выявления дефектов подшипников качения во время стендовых испытаний. В работе делается попытка установить основные проблемы, связанные с диагностикой и определить методы наиболее эффективные для решения этих задач.

3 Обзор проблемы

Существует множество исследований, посвящённых вибрационной диагностике подшипников качения [1-3]. Основные аспекты системы вибрационной диагностики включают методы измерения, цифровой обработки сигналов, диагностирования и прогнозирования технического состояния подшипников. Однако, среди открытых публикаций существует ограниченное количество исследований методов вибрационной диагностики подшипников авиационных двигателей на эксплуатационных режимах работы, включая соответствующие скорости вращения, нагрузки и температуры [4-7]. В настоящее время нет общепринятых критериев для обнаружения дефектов подшипников качения авиационных двигателей методами вибрационной диагностики. Такие критерии приходится разрабатывать на основе экспериментов для каждого объекта контроля.

4 Дефекты подшипников качения

Одним из факторов выхода подшипников из строя является усталостное выкрашивание материала, которое происходит на дорожках качения колец и телах качения. Начальные дефекты, способствующие развитию этого процесса, включают коррозию, намятины и риски на рабочих поверхностях, прорыв масляной пленки, высокие контактные напряжения,

прижоги, возникающие при проскальзывании, дефекты материала подшипника [6,8]. При появлении выкрашивания меняется характер вибрационного сигнала, распознаваемый диагностическими методами.

5 Описание аппаратной части системы вибродиагностики

Аппаратная часть системы диагностики состоит из первичных преобразователей, вторичной аппаратуры для формирования сигнала, системы измерений и обработки данных. В качестве первичных преобразователей вибрации используются пьезоэлектрические акселерометры с чувствительность 1 пКл / (м/с^2), диапазоном рабочих частот от 0,3 Гц до 18 кГц (неравномерность АЧХ не более ±3 дБ) и резонансной частотой ≥38 кГц. Измерение сигналов вибрации производится с частотой дискретизацией 64кГц. Синхронно с акселерометрами на систему измерения и обработки данных заводится сигнал с датчика частоты вращения. Измерение и обработка сигналов производится непрерывно в специализированном разработанном программном комплексе. Длительность обработки одной реализации не превышает 3 секунд.

6 Описание методов обработки сигналов

Методы обработки сигналов, используемые в системе вибрационной диагностики, включают методы цифровой фильтрации сигналов, вычисление параметров сигналов во временной области, спектрально-корреляционный анализ сигналов, включая спектральный анализ огибающей сигнала виброускорения, порядковый анализ.

Для определения состояния используется структурный подход [9] к обнаружению основных неисправностей реализованный через схему пошагового диагностирования.

7 Опыт использования

Представлены результаты исследования системы вибрационной диагностики при испытаниях подшипников с искусственно нанесенным дефектом и с естественно развитым усталостным дефектом поверхности качения. Приводится оценка чувствительности к исследуемым дефектам разных диагностических параметров вибрации и мест установки датчиков вибрации.

Описываются результаты использования, отработанного в рамках разработки системы вибрационной диагностики комплекса диагностических параметров для определения дефекта на поверхности качения подшипника при стендовом испытании полноразмерного авиационного двигателя [4] и при стендовых испытаниях межвального подшипника авиационного двигателя [7].

8 Заключение

Результатами работы подтверждены быстродействие и высокая чувствительность разработанной системы вибрационной диагностики для обнаружения начала усталостного разрушения контактных поверхностей подшипников качения в процессе стендовых испытаний подшипников.

Показаны эффективность и ограничения разработанной системы вибрационной диагностики подшипников качения при их испытаниях на подшипниковых стендах и при стендовых испытаниях полноразмерных газотурбинных двигателей или их отдельных узлов.

Направлением будущих исследований являются внедрение технологий машинного обучения для повышения качества диагностирования и разработка методик прогнозирования технического состояния в рамках системы вибрационной диагностики. Также следует уделить внимание интеграции разработанной системы вибрационной диагностики с существующими информационно-измерительными системами, используемыми для контроля вибрационного состояния исследуемых конструкций при стендовых испытаниях.

Список использованных источников

[1] Howard I., Howard I. M. A review of rolling element bearing vibration: detection, diagnosis and prognosis. – 1994.

[2] Randall R. B., Antoni J. Rolling element bearing diagnostics—A tutorial //Mechanical systems and signal processing. – 2011. – Т. 25. – №. 2. – С. 485-520.

[3] Malla C., Panigrahi I. Review of condition monitoring of rolling element bearing using vibration analysis and other techniques //Journal of Vibration Engineering & Technologies. – 2019. – Т. 7. – С. 407-414.

[4] Antoni J. et al. Feedback on the Surveillance 8 challenge: Vibration-based diagnosis of a Safran aircraft engine //Mechanical Systems and Signal Processing. – 2017. – Т. 97. – С. 112-144.

[5] Gousseau W. Prognostic de dégradation d'endommagements de roulements sur application aéronautique par analyse vibratoire : дис. – Université de Lyon, 2018.

[6] Peng L. I. U. et al. Research status and development trend of condition monitoring on main-shaft bearings used in aircraft engines //航空动力学报. – 2022. – Т. 37. – №. 2. – С. 330-343.

[7] Hou L. et al. Inter-shaft bearing fault diagnosis based on aero-engine system: a benchmarking dataset study //Journal of Dynamics, Monitoring and Diagnostics. – 2023. – С. 228-242.

[8] Иноземцев А. А., Сандрацкий В. Л. Газотурбинные двигатели //Пермь, ОАО Авиадвигатель. – 2006. – Т. 1204.

[9] ГОСТ Р. 13373-3-2016. Контроль состояния и диагностика машин. Вибрационный контроль состояния машин. Часть 3. Руководство по диагностированию по параметрам вибрации. – 2017.

ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ УЗЛОВ ТРЕНИЯ КОМПЛЕКСОМ МЕТОДОВ ТРИБОДИАГНОСТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

Соколов М.П., Игнатьев Е.А., Рощин А.В., Милинис Л.В.
ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва

Описаны методы комплексной трибодиагностики, используемые специалистами ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Рассмотрен опыт применения методов контроля и возможность их использования в различных случаях.

COMPREHENSIVE TRIBODIAGNOSTIC ANALYSIS FOR ASSESSING THE TECHNICAL STATE OF FRICTION UNITS

M.P. Sokolov, E.A. Ignatev, A.V. Roshin, L.V. Milinis
CIAM, Moscow, Russia

This paper describes comprehensive tribodiagnostic methods employed by CIAM specialists. This practical experience of applying various diagnostic techniques is analyzed, and the potential for their use under different operational conditions is discussed.

1 Введение

В настоящее время, практически для всех типов воздушных судов применяются стратегии обслуживания и ремонта, основанные на принципах «эксплуатации по состоянию». По своей сути все методы обслуживания и ремонта этой стратегии (с контролем диагностических параметров, с контролем уровня надежности парка, по установленным ресурсам и до отказа) основаны на своевременном и точном определении технического состояния воздушного судна на всех этапах его эксплуатации.

2 Основная часть

Современные методы трибодиагностики узлов трения авиационных двигателей позволяют оперативно и с высокой точностью получить многие параметры, важные для определения источника неисправностей, в т.ч.:

- определить концентрации химических элементов, входящих в состав продуктов износа, и выполнить общую оценку условий работы узлов трения;
- определить марки материалов изнашиваемых деталей и локализовать неисправность;
- определить физические характеристики отдельных частиц и оценить интенсивность, вид и степень опасности износа.

Совместное применение различных методов лабораторного анализа (рентгенофлюоресцентного, атомноэмиссионного, феррографического, электронная микроскопия) и разных видов диагностического материала (пробы масла, смывы, отпечатки с контрольных элементов) способствует проведению наиболее полного исследования процессов изнашивания в узлах трения двигателя и выработке обоснованных рекомендаций о стратегии его дальнейшей эксплуатации.

В работе специалистов ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», выносимой на презентацию, показано каким образом комплексный подход, применяемый к анализу первичного диагностического материала, увеличивает степень осведомленности эксперта о техническом состоянии подконтрольного парка двигателей. Рассматриваются не только достоинства и области применения отдельных методов трибодиагностики, но и выработанные институтом практические решения по их оптимальному сочетанию для решения задач сопровождения двигателей в условиях стендовых и летных испытаний.

3 Заключение

Результаты прикладных исследований, накопленные в ходе выполнения этих работ свидетельствуют о возможности адаптации методик трибодиагностического контроля для применения не только на двигателях экспериментальной авиации, но и для условий эксплуатирующих организаций. В сообщении приводятся конкретные рекомендации к методикам и оборудованию для проведения такого вида контроля.

Список использованных источников

[1] Степанов В.А. «Диагностика технического состояния узлов трансмиссий газотурбинных двигателей по параметрам продуктов износа в масле.» – Рыбинск. «НПО САТУРН» – 2002 г., 232 с.

[2] Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. - 816 с.

Научное издание

Сборник тезисов Международной научно-технической конференции по авиационным двигателям ICAM 2025

ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 111116, Москва, ул. Авиамоторная, д. 2,
https://ciam.ru.