

ОРЛОВА ЕКАТЕРИНА ВЛАДИМИРОВНА

**МЕТОДЫ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ
НА НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРДД
ДЛЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» на кафедре теплотехники и тепловых двигателей.

Научный руководитель:

доктор технических наук,
профессор
Лукачев Сергей Викторович

Официальные оппоненты:

Шайкин Александр Петрович, доктор технических наук, профессор, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Тольяттинский государственный университет», ведущий научный сотрудник Института машиностроения, химии и энергетики;

Грасько Тарас Васильевич, кандидат технических наук, доцент, федеральное государственное казенное военное образовательное учреждение высшего образования «Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», заместитель начальника факультета - начальник учебной части 7 факультета летательных аппаратов.

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Уфимский университет науки и технологий», г. Уфа.

Защита диссертации состоится 25 декабря 2025 г. в 10:00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.10, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» и на сайте: https://ssau.ru/storage/pages/6821/file_68ee1b1c9c9537.46573515.pdf

Автореферат разослан _____ 2025 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.379.10
доктор технических наук, доцент

А.С. Виноградов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Развитие отечественной гражданской авиации является важнейшим условием обеспечения экономической безопасности России, включающим контроль и обеспечение пассажиропотоков в пределах внутренней территории страны и за рубежом. Развитие воздушного транспорта входит в приоритетные направления развития науки, технологий и техники (Указы Президента РФ №899 от 07.07.2011 г., №529 от 18.06.2024 г.) и содержится в стратегии научно-технологического развития нашей страны (Указ Президента РФ №145 от 28.02.2024 г.). Создание новых узкофюзеляжных и широкофюзеляжных самолётов связано с разработкой двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД). В настоящее время это одна из самых важных научно-технических задач РФ, решение которой связано с развитием в стране высоких технологий. Камера сгорания (КС) является одним из ключевых и наиболее сложных узлов ТРДД. Работа КС влияет на экономичность, экологические характеристики и ресурс двигателя. Рост параметров цикла ТРДД, таких как степень повышения давления и температура газа перед турбиной ($\pi_{к\kappa}$ и T_r^*) усложняет рабочий процесс КС и соответствующую ему конструкцию. Это вызывает рост временных и финансовых затрат на проектирование КС и ТРДД, а также потребность в высококвалифицированных кадрах. Для решения этих вопросов необходимы новые более точные методы проектирования КС ТРДД и алгоритмы их применения, обобщающие опыт ведущих двигателестроительных компаний. Это особенно важно для начальных этапов проектирования (техническое предложение и эскизный проект), когда объём информации о проектируемом изделии минимален и необходимо сформировать облик КС, обеспечивающий достижение в кратчайшие сроки гарантированного положительного результата. В настоящее время выполнение современных требований ICAO по экологии предполагает разработку малоэмиссионных КС, с определёнными технологиями горения, из которых в ТРДД гражданской авиации наиболее широко используются RQL (Rich Burn → Quick Mix → Lean Burn, богатое горение → резкое разбавление → бедное горение) и TAPS (Twin Annular Premixing Swirler, двухкольцевой завихритель предварительного смешивания). КС RQL и TAPS, в отличие от традиционных, организуют горение не в одной, а в двух зонах горения. TAPS используется в двигателях компании General Electric, а RQL — в двигателях Rolls-Royce (КС типа Tiled Phase 5, сегментная фаза 5) и Pratt & Whitney (КС типа TALON, технология снижения уровня NOx). Поэтому для выполнения современных требований к КС необходимо иметь возможность построения обликов камер обоих типов. Эти облики должны отражать представление о концепции рабочего процесса, геометрии, размерах и характеристиках, которые могут быть достигнуты на основе используемых технических решений, а также позволят выполнить оценку возможных вариантов конструкции и выбор лучшего из них с точки зрения предъявляемых к КС требований.

Исходя из вышеизложенного, тема диссертации, направленная на разработку методов формирования облика КС, является актуальной.

Степень разработанности темы.

Первые попытки создания методов и алгоритмов расчёта КС ГТД имели место в начале 50-х годов XX века и являлись следствием того, что уже первые реактивные двигатели Hans von Ohain и Frank Whittle продемонстрировали, что КС ГТД является одним из самых проблемных узлов, определяющих его работоспособность. Значительный вклад в развитие теории рабочего процесса, методов проектирования и доводки КС газотурбинной техники внесли многие зарубежные и отечественные учёные, такие как A.H. Lefebvre, D.B. Spalding, D.R. Ballal, B. Lewis, D.G. Lilley, A.K. Gupta, A.M. Mellor, Н.В. Иноземцев, Б.В. Раушенбах, Г.М. Горбунов, Б.П. Лебедев, Ю.М. Майзель, А.В. Талантов, Ю.М. Пчёлкин, В.Е. Дорошенко, А.А. Горбатко, Б.Г. Мингазов, В.Ф. Харитонов, В.А. Митрофанов, Ф.Г. Бакиров и многие другие, в том числе представители самарской научной школы исследования процессов горения и рабочего процесса:

С.В. Лукачёв, Ю.И. Цыбизов, А.М. Ланский, В.Е. Резник, Ю.И. Ковылов, С.Г. Матвеев, А.М. Цыганов, А.А. Диденко, В.Ю. Абрашкин, М.Ю. Орлов. Несмотря на большое количество исследований в области КС, работ с описанием конкретных методов и алгоритмов расчёта формирования облика КС немного. При этом большинство отечественных алгоритмов проектировочных расчётов КС основано на данных изделий, относящихся в лучшем случае к IV поколению ТРДД, а детальные описания зарубежных алгоритмов в открытой печати отсутствуют.

Цель работы: повышение эффективности начальных этапов проектирования авиационных ТРДД для гражданской авиации за счёт ускорения процесса разработки на базе использования новых методов, математических моделей и алгоритма, которые обеспечивают создание конструкций камер сгорания, соответствующих заданным требованиям и мировым стандартам.

Задачи исследования:

1. Определить алгоритм разработки облика камеры сгорания ТРДД на базе систематизации методов её проектирования.
2. Исследовать развитие камер сгорания ТРДД гражданской авиации для определения соответствующих разным поколениям двигателей изменений их термодинамических и геометрических параметров.
3. Разработать методы математического моделирования геометрии камеры сгорания ТРДД для формирования её облика.
4. Разработать алгоритм формирования облика камеры сгорания ТРДД гражданской авиации на начальных этапах проектирования.

Объект исследований. Камера сгорания авиационных ТРДД.

Предмет исследования. Формирование облика камеры сгорания ТРДД на начальных этапах проектирования.

Научная новизна работы:

1. Разработан метод формирования облика камеры сгорания на основе прототипа с учётом характера протекания физических явлений, позволяющий, в отличие от других известных методов, осуществлять расчёт и построение обликов, соответствующих двигателям с камерами сгорания, использующими технологии горения TAPS и RQL.
2. Разработан метод формирования облика камеры сгорания на основе масштабирования, позволяющий, в отличие от известных по публикациям методов, осуществлять построение обликов камер сгорания в автоматизированном режиме.
3. Установлены зависимости основных геометрических размеров камер сгорания ТРДД различных поколений от параметров цикла и размеров двигателей, позволяющие ускорить процесс предварительного проектирования.
4. Разработан алгоритм формирования облика камеры сгорания ТРДД на этапах технического предложения и эскизного проекта, отличающийся от использовавшихся ранее возможностями выбора прототипа, оценкой экологических характеристик и соответствия разрабатываемого изделия требованиям технического задания на основе определения потерь полного давления, а также массы с помощью компьютерного моделирования.

Теоретическая значимость работы заключается в разработке методов математического моделирования обликов камер сгорания ТРДД V поколения.

Практическая значимость результатов работы заключается в разработке инструмента для описания и построения обликов камер сгорания, включая основные геометрические соотношения на основе использования статистических данных о современных изделиях, и позволяющего ускорить выбор конструкторских решений на начальных этапах проектирования для выполнения основных требований к создаваемому изделию. В рамках разработанных методов впервые предложены эмпирические математические модели,

позволяющие описать облик камер сгорания современных ТРДД гражданской авиации с взлётной тягой более 50 кН, $\eta_{к\Sigma} > 45$ и $T_{г*} > 1900$ К.

Содержание диссертации соответствует п. 6 «Методы конструирования тепловых и электроракетных двигателей летательных аппаратов, их узлов и систем, включая методы и системы автоматизированного проектирования двигателей с помощью ЭВМ» паспорта специальности «2.5.15 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Методы исследований. Для достижения цели диссертационной работы и решения поставленных задач использовалась методология, обеспечивающая сбор и анализ информации об объекте исследования, выполнение необходимых расчётов и измерений, представляющая собой совокупность общенаучных и специальных методов. В качестве общенаучных методов использованы методы анализа, синтеза, обобщения, абстрагирования, дедукции и др. В качестве основного специального метода использован эмпирико-аналитический метод с использованием основных положений теории горения, газовой динамики и тепломассообмена.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методы, позволяющие обеспечить формирование обливок камер сгорания, соответствующих технологиям горения TAPS и RQL ТРДД гражданской авиации.
2. Зависимости, полученные на основе анализа развития ТРДД самолётов гражданской авиации, определяющие взаимное влияние параметров рабочего процесса двигателя, конструкции и геометрических размеров камер сгорания ТРДД различных поколений.
3. Алгоритм формирования обливок камер сгорания авиационных ТРДД V поколения, основанный на предложенных методах и обеспечивающий выполнение ряда основных требований к изделиям на этапах начального проектирования.

Достоверность и обоснованность полученных результатов и выводов обеспечиваются корректной постановкой задач, использованием апробированных методов исследования, их правомочностью, применением обоснованных допущений и ограничений для создаваемых моделей, тождественностью полученных результатов.

Критериями, подтверждающими достоверность исследования, являются воспроизводимость полученных результатов для подобных объектов исследования и совпадение результатов расчётов с параметрами реальных объектов.

Апробация результатов работы. Основные положения диссертационной работы, её научные и практические результаты докладывались на международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (Самара, 2021 г), Всероссийском научно-техническом форуме по двигателям и энергетическим установкам имени Н.Д. Кузнецова, посвященном 110-летию ПАО «ОДК-КУЗНЕЦОВ» (Самара, 2022 г), IX международной научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» (Воронеж, 2022 г.), международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова "Перспективы развития двигателестроения" (Самара, 2023 г., 2025 г.).

Внедрение результатов работы

Результаты диссертационной работы в виде разработанных методов и алгоритма использованы в АО «Металлист-Самара» при разработке камер сгорания для ГТД, а также в учебном процессе Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева, что подтверждается соответствующими актами внедрения.

Публикации.

По теме диссертации опубликовано 10 работ, в том числе 5 статей в рецензируемых журналах, рекомендованных ВАК, 5 статей в журналах и материалах конференций.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы, включающего в себя 135 наименований, пяти приложений. Работа содержит 190 страниц машинописного текста, 161 рисунок, 14 таблиц.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, степень её разработанности, сформулированы цель и задачи, которые необходимо решить для её достижения, изложена научная новизна, теоретическая и практическая значимость выполненной работы. Представлены положения, выносимые на защиту, апробация полученных результатов и публикации по теме диссертации.

В первой главе представлен анализ современного состояния вопроса проектирования КС ТРДД. Показано, что создание новых КС определяется предъявляемыми к ним требованиями, постоянно изменяющимися в сторону увеличения их количества, при условии ужесточения отдельных нормативов. Для выполнения современных требований необходимы новые методики, методы, математические модели и алгоритмы. Для оценки характеристик проектируемой КС используются различные методы: интегральный, реакторный, струйный, последовательно-одномерный, сетевой и модульный. Однако для применения большинства из них необходимо представление о геометрии и конфигурации КС (облик), формирующийся в проектировочном (конструкторском) расчёте. Различные методы и алгоритмы формирования облика КС, основанные на положениях теории её рабочего процесса, данных по прототипам и их совокупности, представлены в работах Г.М. Горбунова, Ю.М. Пчёлкина, В.Ф. Харитонова, В.Е. Резника и других. Однако прототипами для математических моделей в этих работах служат КС двигателей в лучшем случае IV поколения ТРДД, а иногда и ГТД неавиационного назначения. Поэтому необходима разработка метода, позволяющего расчётным путём адаптировать соотношение размеров основных элементов КС для их соответствия современным конструкциям с учётом особенностей рабочего процесса. По результатам анализа, в качестве основы для формирования облика КС был выбран алгоритм В.Е. Резника (далее – базовый алгоритм), ранее широко использовавшийся ПАО «ОДК-Кузнецов», включающий 118 расчётных формул и эмпирических зависимостей. Он позволяет определить размеры основных элементов камеры сгорания (рисунок 1) и основан на данных прототипа – кольцевой многофорсуночной КС типа НК-8. Основная концепция, заложенная в её конструкции, впоследствии была реализована в технологиях горения, использующихся в КС современных зарубежных двигателей. Это позволило высказать предположение, что с помощью внесения изменений в базовый алгоритм, соответствующий двигателю III поколения, можно получить алгоритм формирования облика КС ТРДД V поколения.

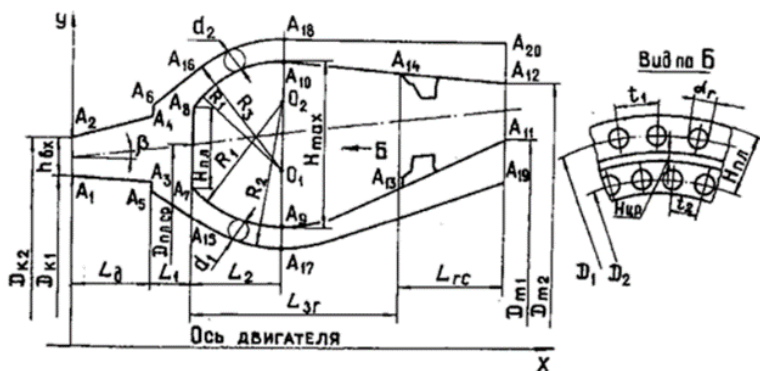


Рисунок 1 – Схема для расчёта геометрии КС по методу В.Е. Резника

Вторая глава посвящена исследованию тенденций развития КС основных семейств ТРДД III, IV и V поколений с высокой степенью двухконтурности для узко- и

широкофюзеляжных самолётов гражданской авиации и выбору направлений для разработки методов формирования их облика. Рассмотрены параметры цикла 49 двигателей узкофюзеляжных самолётов и КС, таких как НК-8, Д-30, JT8D, Rolls-Royce Spay, Rolls-Royce BR700, V2500, PW2000, PW6000, SaM146, PW1100G, Д-436, CF34-10, CFM56, CFM LEAP-1, PW1000G и др. и 54 двигателей широкофюзеляжных самолётов и КС, таких как JT9D, CF6, RB211, НК-86, ПС-90, PW4000, GE_{лх}, GE90, GP7200, Trent, CE9X, их модификаций и некоторых опытных образцов. На основе анализа были выделены основные типы КС, применяющиеся в настоящее время ведущими производителями авиационных ТРДД: Rolls-Royce, Pratt & Whitney, General Electric и др.

Собраны статистические данные об изменении формы и размеров КС основных семейств ТРДД различных поколений. Схема определения относительных размеров показана на рисунке 2, примеры некоторых зависимостей представлены на рисунках 3–5.

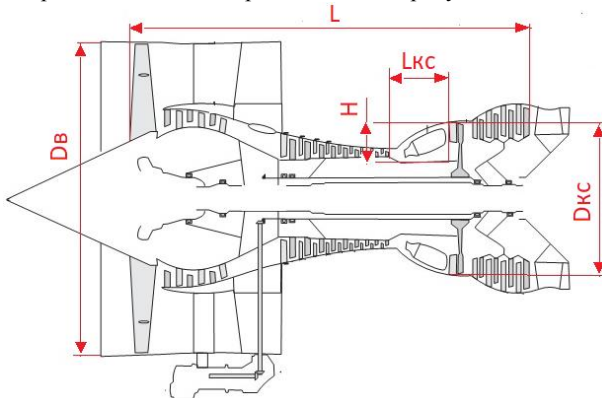


Рисунок 2 – Схема определения основных геометрических соотношений для двигателей и КС ТРДД

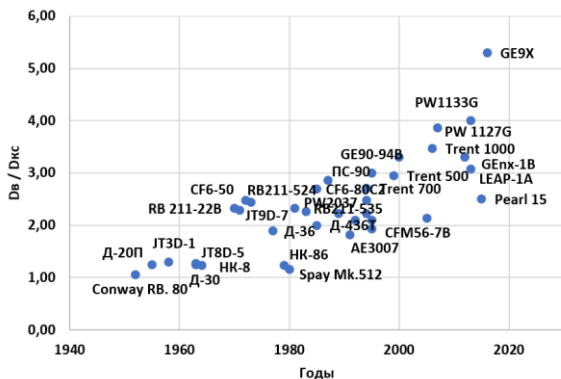


Рисунок 3 – Изменение отношения диаметров ТРДД и КС

появления ТРДД он снизился в среднем в 4,5 раза, и его величина составляет для современных двигателей около 0,25.

Полученные зависимости в совокупности с данными о параметрах цикла ТРДД позволяют оценить габариты и возможности различных КС с конкретной конструкцией и организацией рабочего процесса по обеспечению работоспособности двигателя. Зависимость, представленная на рисунке 3, показывает, что диаметральные размеры современных ТРДД определяются размерами вентилятора, а не КС, и демонстрирует постоянное уменьшение относительного диаметра КС ($D_{кс}/D_{в}$). С момента

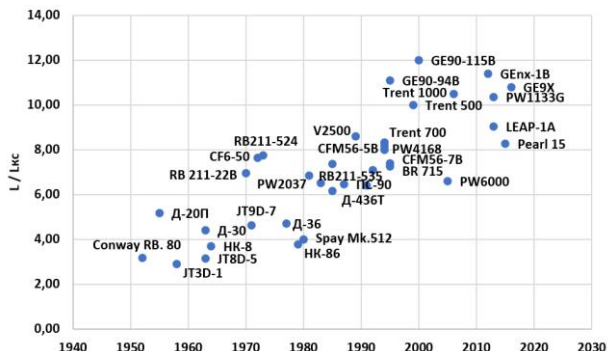


Рисунок 4 – Изменение отношения линейных размеров ТРДД и КС

отношение за время развития ТРДД гражданской авиации снизилось примерно в 2,5 раза и для новейших двигателей имеет значение менее 2.

Представленные на рисунках 3–5, а также другие полученные зависимости размеров и параметров КС и ТРДД, позволяют на начальных этапах проектирования в первом приближении оценивать размеры КС с различными особенностями реализации рабочего процесса.

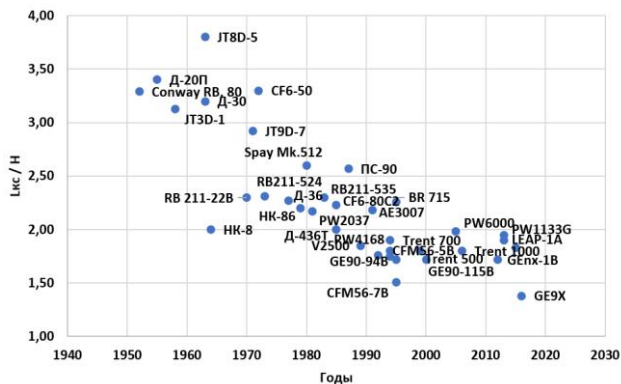


Рисунок 5 – Изменение отношения длины камеры сгорания к высоте её профиля для ТРДД самолётов гражданской авиации

использует другой прототип, также из семейства многофорсуночных КС двигателей НК (рисунок 6). После замены отдельных формул базового алгоритма на формулы для трубчато-кольцевой КС и использования новых геометрических соотношений, взятых с прототипа, в ходе расчёта был получен облик, соответствующий КС двигателя Д-30. Этот результат подтвердил возможность создания метода формирования обливо КС на основе данных современных прототипов с соответствующими им технологиями горения и понимании особенностей их рабочего процесса. В ходе анализа развития КС ТРДД было установлено, что в настоящее время КС с технологиями горения RQL и TAPS используются в ТРДД как узко-, так и широкофюзеляжных самолётов, отличающихся тягой и параметрами цикла. Поэтому в соответствии с положением теории

Из рисунка 4 можно сделать вывод об уменьшении длины КС относительно расстояния от входа в двигатель и до выхода из турбины. Для современных двигателей она примерно в 4 раза меньше, чем для ТРДД первых поколений. Эта тенденция изменения длины КС связана с необходимостью снижения эмиссии оксидов азота (NO_x).

На рисунке 5 показано изменение отношения длины камеры сгорания к высоте её профиля (L/H). Видно, что это

С использованием базового алгоритма были выполнены расчёты обливо КС для двигателей НК-8 (рисунок 6), Д-30, ПС-90, SaM146, PW1133G и LEAP-1. Сравнение полученных в расчётах обливо с реальными изделиями показало, что используемый алгоритм воспроизводит облик только своего прототипа и не позволяет осуществлять построение обливо КС ТРДД V поколения. Также установлено, что расчётный облик для данных двигателя НК-8 не соответствует по форме и пропорциям КС этого двигателя, а

подобия о сходстве явлений в геометрически подобных системах в качестве второго направления разработки метода формирования обливо́в КС было выбрано геометрическое моделирование (масштабирование).

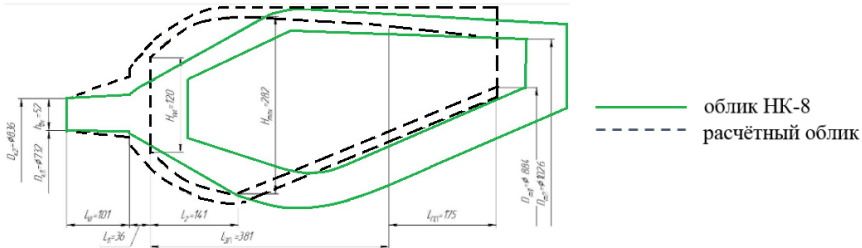


Рисунок 6 – Пример облика, полученного для данных ТРДД НК-8

В третьей главе представлена разработка двух методов построения обливо́в КС. Первый метод основывается на прототипе с учётом характера протекающих в нём физических явлений и реализуется в соответствии со схемой, представленной на рисунке 7. На основе базового алгоритма проводится первая расчётная итерация. После оценки соответствия полученной геометрии прототипу определяются направления доработки расчётных формул, их замены, а при необходимости и создания дополнительных реперных точек для описания формы всей КС или её основных элементов.

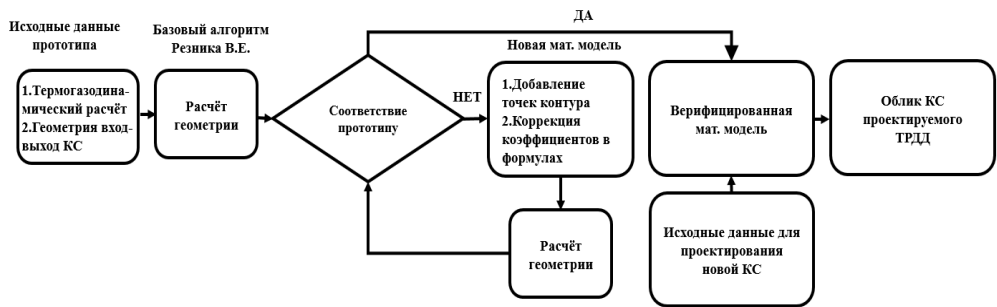


Рисунок 7–Принципиальная схема метода формирования облика КС на основе прототипа с учётом характера протекания физических явлений

Путём использования итерационных расчётов с изменением эмпирических коэффициентов, исходя из понимания влияния создаваемых элементов КС (диффузора, фронтowego устройства, жаровой трубы и газосборника) на её рабочий процесс, добиваются совпадения расчётного облика с реальным с заданной точностью, получая окончательную математическую модель. В качестве объекта для апробации метода было решено выбрать КС двигателя SaM146, похожую по форме на прототип базового алгоритма, но существенно отличающуюся от него соотношениями размеров основных элементов. Наложение полученного расчётного облика КС на реальный представлено на рисунке 8 (расчётный облик показан линией зелёного цвета). При этом потребовалась замена эмпирических коэффициентов в большинстве из 112 формул алгоритма, непосредственно относящихся к построению облика КС. Также был

10

моделируемого и базового узлов ТРДД. Поэтому в ГТД используется принцип «малого моделирования» в виде ограничения изменения размеров моделируемого узла не более чем на $\pm 20\%$. Для авиационных ТРДД, созданных таким путём, коэффициент моделирования, представляющий отношение сходных линейных размеров моделируемого и базового узлов, обычно изменяется в пределах от 0,8 до 1,13. При этом степень повышения давления в компрессоре и температура газа на входе в турбину для моделируемого и базового двигателей должны быть примерно равны. Принципиальная схема метода масштабирования, основанного на геометрическом моделировании, показана на рисунке 9.

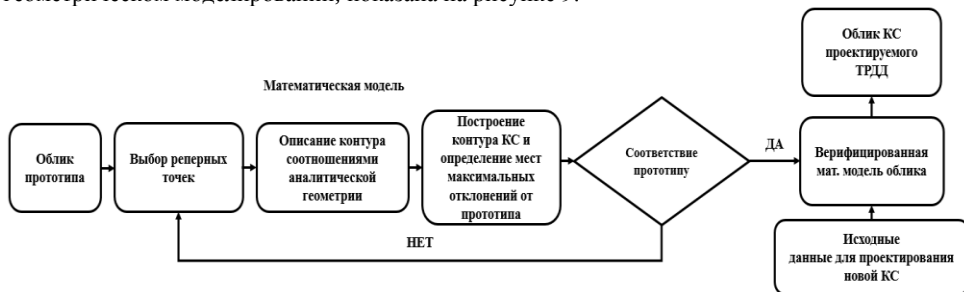


Рисунок 9—Принципиальная схема метода формирования облика КС на основе масштабирования

Для облика КС-прототипа проводится выбор реперных точек, а затем выполняется описание контура на основе соотношений аналитической геометрии и формируется математическая модель. После построения контура КС и её элементов определяются места максимальных отклонений размеров от прототипа, и по их значениям принимается решение о пригодности математической модели для проектирования подобных КС (рисунок 10а). Метод позволяет значительно снизить объём проектных работ и технические риски, а также автоматизировать процесс построения облика. С помощью метода получены математические модели обличей КС с технологиями горения RQL (PW1133G, Rolls-Royce Trent 1000) и TAPS (GEpх-1), обеспечивающие отклонения размеров $\pm 2\%$ при значительно меньшей трудоёмкости, чем у метода на основе прототипа с учётом характера протекания физических явлений. Облик КС, полученный методом масштабирования, показан на рисунке 10б (расчётный облик выделен зелёным цветом).

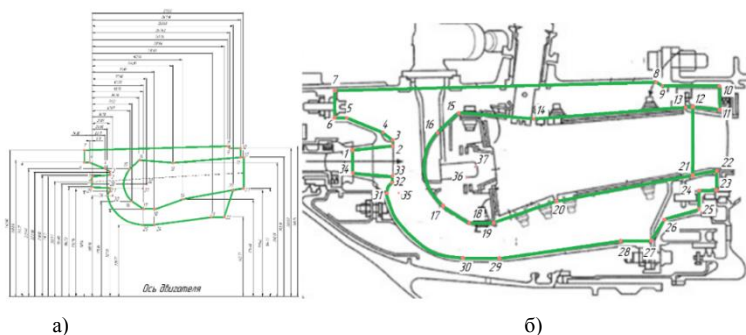


Рисунок 10 – Пример описания контура КС (а) и формирования облика (б) методом масштабирования

В четвёртой главе предложен алгоритм формирования облика камеры сгорания на начальных этапах проектирования. При проектировании ТРДД значения параметров цикла ($\pi_{к\Sigma}$ и $T_{г*}$) определяются, базируясь на теории ГТД, на этапе термодинамического расчёта с учётом его удельных параметров и критериев эффективности самолёта. Для построения облика КС необходимо выбрать её концепцию и оценить работоспособность на основании прогнозируемых значений $\pi_{к\Sigma}$ и $T_{г*}$, наряду со степенью двухконтурности определяющих основные удельные параметры двигателя. Вместе с тем, при формировании облика КС необходимо использовать и статистические данные о достигнутых в настоящее время уровнях $\pi_{к\Sigma}$, $T_{г*}$, а также удельного расхода топлива. Они необходимы для оценки реальности достижения на современном уровне развития двигателестроения задаваемых на основании термодинамических расчётов значений параметров цикла. Так, например, по зависимости, представленной на рисунке 11, можно в первом приближении оценить, КС каких двигателей могут быть выбраны в качестве прототипов.

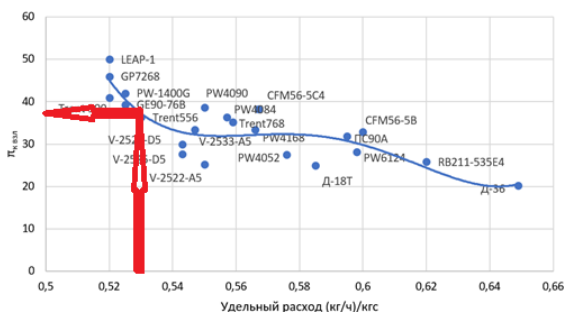


Рисунок 11 – Определение прототипов КС из условия обеспечения удельного расхода топлива двигателя и ближайших значений π_k

Затем этот выбор может быть уточнён по другим статистическим зависимостям, например, по представленной на рисунке 12. Рассматривая соответствующий $\pi_{к\Sigma}$ диапазон изменения $T_{г*}$ между средним и максимальным её значениями, можно выбрать прототип, наиболее полно соответствующий термогазодинамическому расчёту. Это также позволяет

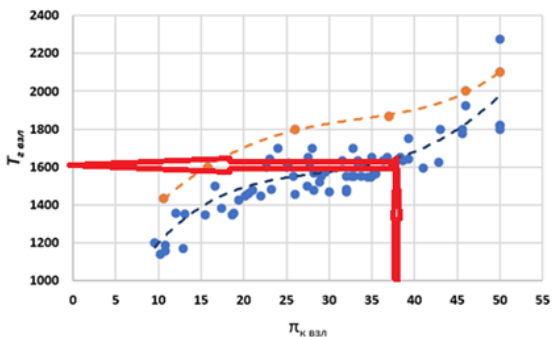


Рисунок 12 – Определение прототипа по π_k и $T_{г*}$

определились с выбором методов охлаждения стенки жаровой трубы, материалов для основных элементов камеры и т.д. На основе данных статистических исследований получен ряд регрессионных полиномиальных зависимостей, используя которые можно, приступая к формированию облика камеры сгорания, оценить возможности и риски достижения требований по обеспечению удельного расхода топлива, суммарной степени повышения давления, а также температуры газа на выходе из камеры сгорания:

$$\pi_{k\Sigma} = 1000000C_{уд}^4 - 3000000 C_{уд}^3 + 2000000 C_{уд}^2 - 901207 C_{уд} + 132418 \quad (1)$$

$$T_{г*max} = 0,0003\pi_{k\Sigma}^4 - 0,0076 \pi_{k\Sigma}^3 - 1,069 \pi_{k\Sigma}^2 + 62,944 \pi_{\Sigma} + 889,79 \quad (2)$$

$$T_{г*cp} = -0,0003\pi_{k\Sigma}^4 + 0,0675\pi_{k\Sigma}^3 - 4,4097 \pi_{k\Sigma}^2 + 118,76\pi_{k\Sigma} + 387,05 \quad (3)$$

По графикам с относительными размерами КС (рисунки 3-5) и подобным им можно оценить габариты различных КС для проектируемого двигателя, Эти соотношения можно представить в математической форме в виде зависимостей от $\pi_{k\Sigma}$ и $T_{г*}$.

Одним из важнейших требований к камерам сгорания является обеспечение заданных экологических характеристик двигателя. А.А. Диденко были предложены графики зависимостей индекса эмиссии оксидов азота от среднего времени пребывания в жаровой трубе КС и от температуры воздуха за компрессором. С помощью таких графиков после построения облика КС и определения по нему среднего времени пребывания в жаровой трубе оценивается индекс эмиссии оксидов азота.

Для оценки качества спроектированной КС важно знать уровень потерь полного давления и их соответствие заданным требованиям. Точная оценка возможна за счёт численного моделирования с использованием пакета инженерного анализа ANSYS FLUENT. Однако на этапах начального проектирования отсутствует 3D модель КС. Поэтому для оценки потерь целесообразно выполнить осесимметричный 2D расчёт. Такой расчёт был выполнен для КС модификации двигателя CFM 56-7, а для верификации его результатов были использованы данные 3D расчёта для этой же КС (рисунок 13). Как и в работах Б.Г. Мингазова, получена хорошая сходимость между двумя видами расчётов. При наличии статистики, результатов поверочных расчётов и стендовых экспериментов для подобных изделий, точность определения потерь давления в 2D расчёте превосходит точность расчётов по эмпирическим формулам базового алгоритма. Это позволяет оценить пригодность сформированного облика для следующих этапов проектирования.

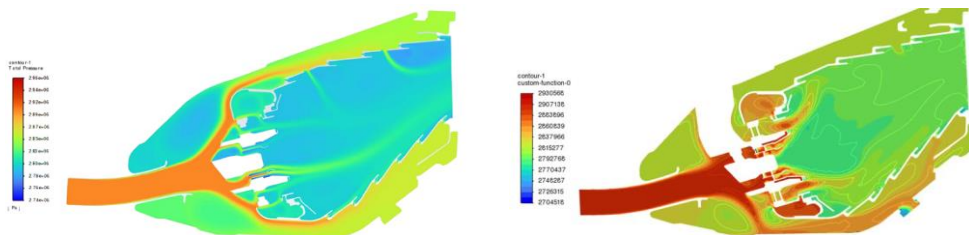


Рисунок 13 – Расчет потерь давления с помощью 2D (слева) и 3D расчётов

В разработанном алгоритме также предусмотрено определение массы камеры сгорания на основе полученного облика. Полученный результат определения массы КС по облику с

помощью пакета КОМПАС-3D продемонстрировал более высокую точность, чем эмпирическая формула базового алгоритма.

Разработанный алгоритм может применяться в составе автоматизированной системы «АСТРА». В начале в программе «АСТРА» выполняется термогазодинамический расчёт проектируемого двигателя. Затем, по методике, разработанной в Самарском университете имени С.П. Королёва, определяются основные параметры лопаточных машин, в том числе и размеры тракта на выходе из компрессора и на входе в турбину. Таким образом будут определены геометрические размеры на входе в КС и на выходе из неё. Далее с помощью полученных в работе зависимостей производится выбор прототипа КС и реализуемой в нём технологии горения. На основе предложенных методов и математических моделей, формируется облик КС, т.е. её геометрия. Затем на основе этого облика КС оцениваются её экологические характеристики, потери полного давления в тракте, масса, а также продольные габариты двигателя (рисунок 14). Коренным отличием разработанного алгоритма от существующих является обеспечение построения обликов КС двигателей V поколения с технологиями горения TAPS и RQL. Это позволяет обеспечить выполнение предъявляемых к проектируемой КС требований на уровне существующих мировых стандартов и ускорить процесс её создания. Предлагаемый алгоритм имеет блочно-модульную структуру, поэтому может быть дополнен новыми блоками, расширяющими возможности по проектированию КС.

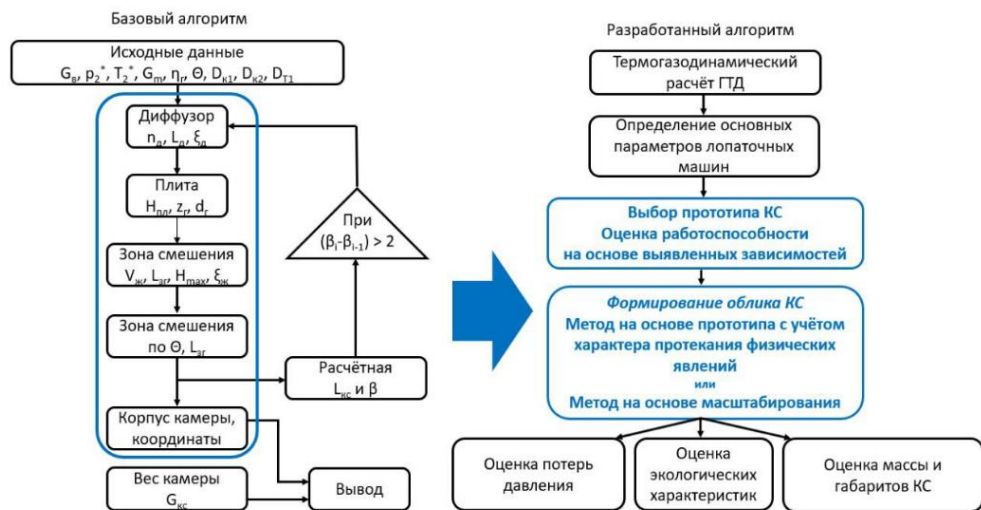


Рисунок 14 – Схема разработанного алгоритма формирования облика камеры сгорания в сравнении с базовым

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлено решение актуальной научно-технической задачи в области авиационного двигателестроения, связанной с повышением эффективности начальных этапов проектирования ТРДД за счёт сокращения времени на сравнение возможных вариантов конструкции КС с учётом параметров цикла, потерь давления, экологических характеристик, габаритных размеров и массы, для обеспечения выполнения предъявляемых в техническом задании требований к изделию и его соответствия мировому уровню.

В процессе выполнения работы были получены следующие результаты:

1. Предложены два метода, отличающиеся от известных методов формированием обливок камер сгорания ТРДД V поколения с технологиями горения TAPS и RQL. Метод формирования облика камеры сгорания на основе прототипа с учётом характера протекания физических явлений построен на закономерностях теории горения и гидродинамики, а метод формирования облика камеры сгорания с помощью масштабирования основан на теории подобия и позволяет значительно снизить затраты времени на построение облика. С помощью этих методов разработаны эмпирические математические модели обливок камер сгорания с технологиями горения TAPS и RQL (типов TALON и Tiled Phase 5), впервые в отечественной практике позволяющие формировать облики КС ТРДД V поколения с отклонениями формы и размеров $\pm 2\%$ от прототипа.

2. Выявлены зависимости между основными размерами камер сгорания, ТРДД и их параметрами на основе анализа данных 103 ТРДД и 37 камер сгорания. Установленные зависимости позволяют получить представление о соотношениях основных размеров камеры сгорания и двигателя для ТРДД различных поколений, выполнить оценку различных вариантов камер сгорания.

3. Разработан алгоритм формирования облика камеры сгорания, отличающийся от известных алгоритмов возможностью выбора её прототипа, оценкой экологических характеристик и более точной оценкой массы и потерь полного давления, а также позволяющий сократить время проектирования, повысить эффективность расчёта рабочего процесса малоэмиссионного горения и разработку технологии изготовления почти в два раза, что подтверждено актом внедрения.

Перспектива дальнейшего развития темы состоит в совершенствовании процесса проектирования камер сгорания за счёт дополнения разработанного алгоритма статистическими данными о новых типах камер сгорания, разработки новых методов и математических моделей для описания их обливок. Перспективными направлениями развития алгоритма также является его интеграция в автоматизированную систему проектирования двигателя, что позволит более успешно формировать проточную часть ТРДД, определять его размеры, массу и проводить оценку возможности выполнения заданных требований.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Статьи в изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России:

1. Орлова, Е.В. Использование статистических данных для предварительного проектирования камер сгорания двигателей узкофюзеляжных самолётов [Текст] / М.Ю. Орлов, В.А. Зрелов, Е.В. Орлова // Вестник Московского авиационного института. — 2022. — Т. 29. № 4. — С. 151-160.

2. Орлова, Е.В. Использование статистических данных по камерам сгорания для создания цифровых двойников газотурбинных двигателей [Текст] / М.Ю. Орлов, Е.В. Орлова // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. — 2022. — № 4 (63). — С. 45-50.

3. Орлова, Е.В. Анализ статистических данных для формирования облика камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей широкофюзеляжных самолетов [Текст] / Е.В. Орлова, М.Ю. Орлов // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. — 2022. — № 2 (61). — С. 32-37.

4. Орлова, Е.В. Доработка расчётной методики для формирования облика современных камер сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / М.Ю. Орлов, Е.В. Орлова // Вестник

Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. — 2023. — № 3 (66). — С. 25-29.

5. Орлова, Е.В. Методика концептуального проектирования камер сгорания газотурбинных двигателей для самолетов гражданской авиации [Текст] / Е.В. Орлова, М.Ю. Орлов // Вестник Московского авиационного института. — 2025. — Т. 32. № 3. — С. 159-165.

Статьи и материалы конференций:

1. Орлова, Е.В. Концепция использования компьютерного моделирования как инструмента для создания камер сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / М.Ю. Орлов, Е.В. Орлова // Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». — 2021. — Т. 2. — С. 165-166.

2. Орлова, Е.В. Использование статистических данных при проектном расчете камер сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / М.Ю. Орлов, Е.В. Орлова // IX Международная научно-практическая конференция «Академические Жуковские чтения». — 2022. — С. 245-249.

3. Орлова, Е.В. Использование статистических данных при создании цифровых двойников камер сгорания газотурбинных двигателей [Текст] / М.Ю. Орлов, Е.В. Орлова // Всероссийский научно-технический форум по двигателям и энергетическим установкам имени Н.Д. Кузнецова, посвященный 110-летию ПАО «ОДК-КУЗНЕЦОВ». — 2022. — С. 92-93

4. Орлова, Е.В. Разработка алгоритма расчёта геометрии камеры сгорания газотурбинного двигателя [Текст] / М.Ю. Орлов, Е.В. Орлова // Международная научно-техническая конференция имени Н.Д. Кузнецова "Перспективы развития двигателестроения". — 2023. — Т. 1. — С. 451-452.

5. Орлова, Е.В. Формирование предварительного облика камеры сгорания [Текст] / Е.В. Орлова, М.Ю. Орлов // Международная научно-техническая конференция имени Н.Д. Кузнецова "Перспективы развития двигателестроения". — 2025. — Т. 1. — С. 102 —103.