МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА»

На правах рукописи

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

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель: Лукачёв Сергей Викторович, доктор технических наук, профессор

СОДЕРЖАНИЕ

Перечень сокращении и ооозначении	
ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1 СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА ПРОЕКТИРОВАНИЯ	
КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД	. 11
1.1 Порядок проектирования камер сгорания авиационных ГТД	
и предъявляемые к ним требования	. 11
1.2 Классификация камер сгорания ГТД и основные элементы	
их конструкции	18
1.3 Систематизация методов формирования облика и определения	
характеристик камеры сгорания на начальных этапах	
проектирования	. 24
1.4 Базовый метод формирования облика кольцевой камеры сгорания	
и алгоритм его реализации	31
Выводы по главе 1	44
ГЛАВА 2 ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ТРДД	
И ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЙ РАЗРАБОТКИ МЕТОДОВ	
ФОРМИРОВАНИЯ ИХ ОБЛИКОВ	46
2.1 Исследование развития камер сгорания ТРДД самолётов гражданской	
авиации	46
2.1.1 Камеры сгорания ТРДД узкофюзеляжных самолётов	46
2.1.1.1 Камеры сгорания двигателей Rolls-Royce	47
2.1.1.2 Камеры сгорания двигателей Pratt & Whitney	51
2.1.1.3 Камеры сгорания двигателей General Electric	. 55
2.1.1.4 Камеры сгорания двигателей CFM International	. 55
2.1.1.5 Камеры сгорания двигателей International Aero Engines	. 59
2.1.1.6 Камеры сгорания отечественных двигателей	60
2.1.2 Камеры сгорания ТРДД широкофюзеляжных самолётов	65
2.1.2.1 Камеры сгорания двигателей Pratt & Whitney	65
2.1.2.2 Камеры сгорания двигателей Rolls-Royce	68
2.1.2.3 Камеры сгорания двигателей General Electric	. 74
2.1.2.4 Камеры сгорания двигателей Engine Alliance	. 78
2.1.2.5 Камеры сгорания отечественных двигателей	. 79
2.1.3 Анализ обликов камер сгорания ТРДД	80

2.2 Статистический анализ параметров камер сгорания и ТРДД самолётов
гражданской авиации86
2.2.1 Зависимости параметров камер сгорания и ТРДД узкофюзеляжных
самолётов
2.2.2 Зависимости параметров камер сгорания и ТРДД широкофюзеляжных
самолётов91
2.2.3 Геометрические соотношения камер сгорания и ТРДД 95
2.3. Оценка возможностей базового метода для формирования облика
современных камер сгорания 101
Выводы по главе 2
ГЛАВА З РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКОВ
СОВРЕМЕННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ТРДД 112
3.1 Метод формирования облика камеры сгорания на основе прототипа с учётом
характера протекания физических явлений 112
3.2 Метод формирования облика камеры сгорания на базе
масштабирования 137
Выводы по главе 3
ГЛАВА 4 АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ
НА НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ152
4.1 Выбор прототипа проектируемой камеры сгорания 152
4.2 Определение потерь полного давления на основе облика камеры
сгорания155
4.3 Оценка экологических характеристик проектируемой камеры сгорания
на основе её облика
4.4 Оценка массы камеры сгорания на основе её облика
4.5 Формирование алгоритма предварительного проектирования камеры
сгорания
Выводы по главе 4
ЗАКЛЮЧЕНИЕ
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ170
ПРИЛОЖЕНИЯ183

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

- CAD Computer Aided Design, система автоматизированного проектирования;
- CAE Computer aided engineering, система автоматизации инженерных расчётов;
- DAC Double Annular Combustor, двойная кольцевая камера сгорания;
- ICAO International Civil Aviation Organization, Международная организация гражданской авиации;
- RQL Rich Burn, Quick Mix, Lean Burn, богатое горение, резкое разбавление, бедное горение;
- SAC Single Annular Combustor, однокольцевая камера сгорания;
- TALON Technology for Advanced Low NOx, технология снижения уровня NOx;
- TAPS Twin-Annular Premixing Swirler, двухкольцевой завихритель предварительного смешивания
- ВРД воздушно-реактивный двигатель;
- ГОСТ государственный стандарт;
- ГТД газотурбинный двигатель;
- ГТУ газотурбинная установка;
- ЖТ жаровая труба;
- КД конструкторская документация;
- КМК керамические композиционные материалы;
- КС камера сгорания;
- ТРД турбореактивный двигатель;
- ТРДД турбореактивный двухконтурный двигатель.
- ФУ фронтовое устройство.

ВВЕДЕНИЕ

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 ($\pi_{\kappa\Sigma}$ и T_{Γ}^*) 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 ІСАО по экологии предполагает разработку малоэмиссионных КС, с определёнными технологиями горения, из которых в ТРДД гражданской авиации наиболее широко используются RQL (Rich Burn \rightarrow Quick Mix \rightarrow Lean Burn, богатое горение \rightarrow 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 NOх). 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 А.Н. Lefebvre, D.B. Spalding, D.R. Ballal, B. Lewis, D.G. Lilley, А.К. Gupta, А.М. 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 кH, $\pi_{k\Sigma}$ >45 и T_r^* >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, абстрагирование, дедукция и др. В качестве основного специального метода использован эмпирико-аналитический метод с использованием основных положений теории горения, газовой динамики и тепломассобмена.

Положения, выносимые на защиту:

- 1. Методы, позволяющие обеспечить формирование обликов 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 обликов 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 правомерностью, 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-ле-

тию 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 и пяти приложений. Работа содержит 190 страниц машинописного текста, 161 рисунок, 14 таблиц.

ГЛАВА 1 СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД

1.1 Порядок проектирования камер сгорания авиационных ГТД и предъявляемые к ним требования

Современный авиационный газотурбинный двигатель (ГТД) представляет собой сложное техническое изделие, воплощающее в себе реализацию большого количества наукоёмких технологий. Это относится и к одному из основных узлов двигателя – его камере сгорания (КС), от конструкции и рабочего процесса которой зависят параметры и характеристики двигателя в целом [1–6]. От других основных частей ГТД, КС отличается происходящими в ней процессами распыливания топлива, его смешением с воздухом и горением топливовоздушной смеси. Их детальное математическое описание на сегодняшний день отсутствует, поэтому проектирование КС представляет собой сложную инженерную задачу.

Проектирование КС начинается с изучения технического задания, содержащего основные параметры разрабатываемого изделия, допуски на них и некоторые дополнительные условия [4–6]. Таким образом в техническом задании задаются требования на разработку камеры сгорания, которым она должна удовлетворять.

Уже в первых авиационных ГТД, созданных Фрэнком Уиттлом и Хансом фон Охайном в первой половине XX века камера сгорания проявила себя как один из самых проблемных узлов двигателя. Несмотря на то что все требования к камере сгорания тогда сводились к двум основным: повышению энергии рабочего тела за счёт использования химической энергии сгорания топлива и обеспечению устойчивой работы двигателя на всех режимах, их выполнение вызывало значительные затруднения в связи с отказами форсунок, прогаром жаровых труб, догоранием топлива на турбине и т.д. В конечном итоге это увеличивало затраты на создание двигателя и его доводку.

К концу 50-х годов XX века сформировался следующий набор основных требований к камере сгорания ГТД [1]:

- минимальные габариты камеры сгорания;
- высокая экономичность;
- завершение сгорания топлива до соплового аппарата турбины;
- небольшие гидравлические потери;
- устойчивое горение на всех режимах работы двигателя;
- обеспечение запуска при любых режимах полёта.

По мере развития газотурбинных двигателей количество требований к камере сгорания постоянно увеличивалось [2, 3, 7]. Это обусловлено неуклонным ростом параметров цикла, сопровождающим переход от одного поколения ГТД к следующему [5, 6, 8]. Например, если для двигателей III поколения суммарная степень повышения давления в компрессоре изменялась от 15 до 20, а максимальная температура газа на входе в турбину находилась на уровне 1300...1450 К, то для новейших двигателей V поколения степень повышения давления в компрессоре достигла 50, а температура на входе в турбину – 1950 К [9]. Рост параметров цикла значительно осложняет проектирование камер сгорания, расположенных между компрессором и турбиной и определяет направления совершенствования рабочего процесса и конструкции КС. В [4] приводится исчерпывающий перечень современных требований к камере сгорания, объединённых в шесть групп. Первая группа, это требования к параметрическим показателям, вторая – функциональные требования, определяющие допустимое изменение параметров в течении ресурса, третья – требования к прочностным показателям, четвёртая – к показателям контролепригодности, пятая - к ремонтопригодности, а шестая - к технологичности конструкции и экономическим показателям. Всего в [4] приведено более 30 показателей, отвечающих этим группам требований. В работе [5] содержится перечень этих же требований к камере сгорания, но с делением их на две группы: общие, относящиеся ко всему двигателю и специфические – к камере сгорания как узлу. К первым отнесены требования по массе, надёжности, технологические, а ко второй – по минимальным габаритным размерам, высокой полноте сгорания, минимальным потерям полного давления, широким пределам устойчивого горения и др. Из перечней требований к камерам сгорания [4, 5], отражающим точку зрения по этому вопросу

двух ведущих двигателестроительных предприятий (ПАО «ОДК-Кузнецов» и АО «ОДК-Авиадвигатель»), занимающихся проектированием и производством двигателей для самолётов гражданской авиации, можно выделить следующие основные требования к КС [6].

Обеспечение высокой эффективности сгорания топлива.

Эффективность этого процесса оценивается коэффициентом полноты сгорания топлива:

$$\eta_{\Gamma} = Q_{I}/Q_{II}$$

где Q_I — количество теплоты, выделившееся в единицу времени в рабочем объёме камеры при горении топлива и пошедшее на нагрев рабочего тела; Q_{II} — полное количество теплоты, которое могло выделиться в единицу времени.

Этот коэффициент должен быть высоким во всём заданном диапазоне режимов работы двигателя и параметров топливовоздушной смеси. В современных камерах сгорания $\eta_{\Gamma} \geq 0.95 \dots 0.99$, а на расчётном режиме $\eta_{\Gamma} = 0.995 \dots 0.999$. Полнота сгорания определяет экономичность двигателя.

Малые гидравлические потери полного давления в камере сгорания:

$$\Delta p_{\kappa}^* = p_{\scriptscriptstyle B}^* - p_{\scriptscriptstyle \Gamma}^*,$$

где p_{s}^{*} и p_{z}^{**} — полное давление воздуха на входе в камеру сгорания и газа на выходе из нее.

Для удобства оценки гидравлических потерь при сравнении различных камер сгорания принято оперировать величиной относительных потерь давления (в %):

$$\sigma_{\Gamma}^{*} = \Delta p_{K}^{*} / p_{B}^{*} = (p_{B}^{*} - p_{\Gamma}^{*})/p_{B}^{*}.$$

Величина Δp_{κ}^* учитывает потери полного давления в КС на трение; турбулентные потери (на местное сопротивление, на смешение потоков, в циркуляционных течениях и т.д.), а также потери в потоке при подводе теплоты. Первые два вида называют гидравлическими потерями. По месту возникновения их можно разделить на следующие составляющие: потери в диффузоре, в кольцевых каналах, на втекание воздуха в отверстия жаровой трубы и элементы фронтового устройства и на смешение струй. Для современных КС ГТД среднее значение $\sigma_{\Gamma}^* \leq 6\%$. Потери

тепла в окружающее пространство по сравнению с количеством тепла, подводимым к рабочему телу, в КС ТРД составляют до 0,01 %.

Потери давления в КС также удобно оценивать коэффициентом восстановления полного давления

$$\overline{\sigma_{\Gamma}^*} = p_{\Gamma}^*/p_{B}^* = \frac{(p_{B}^* - \Delta p_{K}^*)}{p_{B}^*} = 1 - \Delta p_{K}^*/\Delta p_{B}^*.$$

В современных КС коэффициент восстановления полного давления составляет 0,94...0,96.

Величины потерь характеризуют отличия реальных процессов в КС от идеальных и являются характеристикой её совершенства.

Высокая теплонапряжённость рабочего объёма:

$$H = Q_I/(V_{xx}p_{B}^*),$$

где $Q_I = G_T Q_H^P \eta_\Gamma$; $Q_H^P -$ теплота сгорания топлива, Дж/кг, $V_{\pi} -$ внутренний объём жаровой трубы, м³; $G_T -$ расход топлива, кг/ч.

Обеспечение устойчивой работы без срывов и пульсаций на рабочих режимах двигателя и при температуре окружающего воздуха от -55 до $+50^{\circ}$ С достигается стабилизацией фронта пламени в зоне горения. Средняя скорость движения потока в КС выше, чем турбулентная скорость распространения фронта пламени, поэтому удержание факела в передней части зоны горения достигается за счёт установки лопаточных завихрителей или плохообтекаемых тел во фронтовом устройстве жаровой трубы.

Обеспечение заданной неравномерности поля температуры газа на выходе из камеры сгорания. Оценивается коэффициентом неравномерности поля температур газа (в %):

$$\delta = (T_{max}^* - T_{min}^*)/T_{cp}^*,$$

где T_{max}^* и T_{min}^* – соответственно максимальная и минимальная температуры торможения отдельных струек газа в выходном сечении камеры сгорания; T_{cp}^* – средняя (расчётная) температура газа за камерой.

Это требование связано с обеспечением прочности и долговечности лопаток турбины. В авиационных ГТД δ = 15÷20 % и более. Для авиационных ГТД выражение для δ чаще всего используется в виде:

$$\delta' = (T_{\text{max}}^* - T_{\text{cp}}^*) / (T_{\text{cp}}^* - T_{\text{B}}^*),$$

где $T_{\text{в}}^*$ – температура воздуха на входе в камеру.

Быстрый и надёжный запуск. Развитие КС газотурбинной техники заключается в сжигании обеднённых топливовоздушных смесей, для воспламенения которых требуются мощные тепловые источники. Независимо от способа воспламенения смеси при запуске, при реализации этого процесса возникает ряд проблем, связанных с определением требуемой тепловой энергии источника, места его расположения, а также с созданием определённых газодинамических условий и состава топливовоздушной смеси. Решение этих проблем на сегодняшний день в основном достигается в процессе экспериментальной стендовой доводки КС.

Максимальная простота и технологичность конструкции при условии обеспечения ресурса и удобства эксплуатации.

Отсутствие вредных веществ в продуктах сгорания, нагаро- и коксообразование. Оценивается такими показателями, как индекс эмиссии, параметры эмиссии и число дымности. Нормирование эмиссии несгоревших углеводородов (НС), оксида углерода (СО), оксидов азота (NO_x) и дыма от турбореактивных и турбовентиляторных двигателей гражданских самолётов осуществляет ИКАО (Международная организация гражданской авиации) [10]. Выполнение экологических требований является для КС ГТД гражданских самолётов одной из самых важных задач.

Помимо этих основных требований к каждой конкретной КС могут выдвигаться дополнительные требования: работы на топливе различных сортов или даже видов, использование доступных и относительно недорогих конструкционных материалов, ресурс и т.д. Выше показано, что в техническом задании на проектирование КС авиационного ГТД заложено большое число требований, обеспечивающих высокие показатели эффективности, экологичности и надёжности работы в процессе длительной эксплуатации. По мере совершенствования авиационных ГТД количество требований к их КС постоянно увеличивается, а сами требования ужесточаются. Это в значительной мере осложняет процесс проектирования этих изделий, так как необходимо постоянно создавать и внедрять новые технологии, относящиеся к конструктивно-схемным решениям, организации рабочего процесса, обеспечению работоспособности КС, применению новых конструкционных материалов и др. В конечном итоге это находит отражение в увеличении сроков создания новых авиадвигателей.

Так, на пленарном заседании VI Открытой Всероссийской конференции по аэроакустике ФГУП ЦАГИ начальник перспективного отдела воздушно-реактивных двигателей ЦИАМ д.т.н. профессор А.С. Полев, рассказывая о формировании облика двигателей магистральных пассажирских самолётов 2030-х годов, отметил, что срок разработки новых технологий в авиадвигателестроении — 10-16 лет, а их освоение и внедрение в летательные аппараты — еще столько же [11]. В.И. Бабкиным, являющимся на момент написания статьи [12] генеральным директором ЦИАМ, отмечено, что двигатель нового поколения создаётся в 1,5–2 раза дольше планера самолёта.

В [5] отмечается, что проектирование КС, как любого основного узла ГТД, состоит из определённых этапов, в настоящее время регламентированных ГОСТ 2.103-2013 «Единая система конструкторской документации. Стадии разработки» [13]:

- разработка технического задания (Т3);
- разработка технического предложения;
- выполнение эскизного проекта;
- выполнение технического проекта;
- разработка конструкторской документации.

Выполнение этих этапов представляет собой порядок проектирования КС. Для авиационных ГТД эти этапы подробно разобраны в [14]. В работе отмечается, что выбор конструкции с обоснованием целесообразности её разработки проводится на этапе технического предложения. На этапе эскизного проекта проводят разработку и анализ вариантов возможных технических решений с целью достижения заданных показателей. А на этапе технического проекта должны быть определены окончательные технические решения, дающие полное представление об устройстве разрабатываемого двигателя. Разработка конструкторской документации происходит на всех перечисленных этапах. Из приведённого выше описания содержания этапов проектирования следует вывод, что формирование облика КС и концепции её рабочего процесса происходит на начальных этапах проектирования, то есть на стадиях технического предложения и эскизного проекта. Под обликом КС следует понимать представление о её геометрии и размерах, отражающее взаимное расположение основных элементов и характер протекания рабочего процесса. Этот термин используется в [5, 15] и ряде других публикаций.

Необходимые расчёты, связанные с разработкой КС, выполняют в соответствии с этапами проектирования. Их принято делить на два вида [1, 3, 15, 16]: конструкторский (проектировочный) и поверочный. Первый вид в основном реализуется на этапах технического предложения и эскизного проекта, и иногда носит название предварительного проектирования, а второй – при выполнении технического проекта. Цель конструкторского расчёта заключается в определении общих размеров камеры сгорания и её основных характеристик в первом приближении, а поверочный расчёт проводится для выявления особенностей рабочего процесса камеры сгорания и изменения её конструкции с целью обеспечения заданных требований. Ошибки, допущенные на начальных этапах проектирования, находят выражение в отсутствии возможности обеспечения требуемых показателей в ходе следующих этапов, что дополнительно увеличивает время создания новых изделий.

Для уменьшения затрат времени на всех этапах проектирования стараются использовать новые расчётные методы, автоматизацию, компьютерное моделирование и параллельное проектирование.

1.2 Классификация камер сгорания ГТД и основные элементы их конструкции

С точки зрения формирования в процессе проектирования облика авиационных КС ТРДД необходимо рассмотреть общую классификацию КС ГТД с целью выделения из этой группы изделий той подгруппы, которая представляет интерес для проведения исследования.

Классифицировать КС возможно на основе различных признаков [1–6, 16]. Так, по конструктивному исполнению выделяют три основных типа камер сгорания: трубчатая, трубчато-кольцевая и кольцевая (рисунок 1.1).

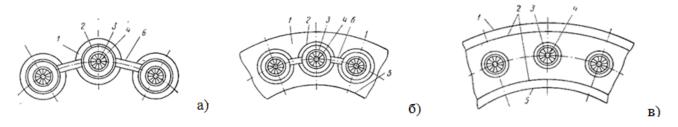


Рисунок 1.1 – Схемы трубчатой (а), трубчато-кольцевой (б) и кольцевой (в) камер сгорания: 1, 5 – корпус; 2 – жаровая труба; 3 – завихритель; 4 – форсунка; 6 – пламя-перепускной патрубок

У трубчатой камеры сгорания каждая жаровая труба имеет свой корпус. Количество жаровых труб (ЖТ) у двигателя изменяется от 6 до 20 и более. Жаровые трубы соединены пламя-перепускными патрубками, служащими для распространения пламени в соседние трубы при запуске или при погасании отдельных труб. К достоинствам трубчатой камеры относятся: хорошая компонуемость с центробежным компрессором, относительная простота экспериментальной доводки из-за малых размеров отдельной трубы, обеспечение работоспособности и простота замены при ремонте. Недостатками трубчатых камер сгорания, приведшими к прекращению их использования, являются: необходимость в специальных силовых элементах для обеспечения жёсткости между корпусами компрессора и турбины и значительная неравномерность поля температур перед турбиной в окружном направлении. Трубчатые КС использовались в ранних конструкциях ГТД таких как: Rolls-

Royce Nene и Derwent, General Electric J-47; Allison J-33, ВК-1 и др. Трубчатая КС двигателя ВК-1 показана на рисунке 1.2.

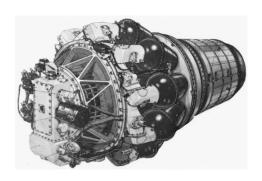




Рисунок 1.2 – Расположение жаровых труб и трубчатая камера сгорания двигателя ВК-1

У трубчато-кольцевых КС жаровые трубы равномерно располагаются в кольцевом канале общего корпуса вокруг вала двигателя (рисунок 1.3).



Рисунок 1.3 – Расположение жаровых труб в трубчато-кольцевой камере сгорания двигателя P-11Ф-300

Такая КС имеет от 7 до 16 жаровых труб, соединенных пламя-перепускными патрубками. Газосборник КС может быть выполнен в виде отдельных секций, составляющих раздельные в кольцевом направлении полости горения за жаровыми трубами или в виде общего для всех жаровых труб патрубка. Трубчато-кольцевые КС имеют такие авиационные ГТД, как Роллс-Ройс «Спей», ЈТ-8D, Р-11Ф-300, Д-20, Д-30; ПС-90 и др.

Недостатком такой камеры сгорания является большая окружная неравномерность значений полных напоров и температур на выходе по сравнению с кольцевыми КС, что приводит к росту нагрузки на лопатки турбины. Частично эта неровность компенсируется в конструкции с общим для всех жаровых труб газосборником. По таким параметрам как возможность достижения равномерного окружного распределения температуры на выходе, сложность доводки, удобство эксплуатации и ремонта, трубчато-кольцевые КС занимают промежуточное положение между трубчатыми и кольцевыми КС.

Компоновка в виде кольцевой КС имеет одну жаровую трубу, расположенную между образующими кольцевой канал наружным и внутренним корпусами. Преимуществами кольцевых КС по отношению к трубчато-кольцевым являются более высокие значения объёмной теплонапряжённости, более равномерное поле температур на выходе при меньших потерях тепла, полного давления, длине и массе КС, лучших характеристиках запуска (из-за быстрого распространения пламени по всему объёму) и условиях для обеспечения устойчивости процесса горения. Недостатки кольцевых КС заключаются в трудности замены ЖТ в условиях эксплуатации, сложности производства и ремонта, малой жёсткости жаровой трубы. Кольцевые КС применяются в двигателях GE90, PW1000G, HK-8, Д-36 и многих других (рисунок 1.4).



Рисунок 1.4 – Кольцевая камера сгорания NEWAC компании Avio Aero (отделение GE Aviation) [17]

По компоновке в составе ГТД камеры сгорания могут разделяться на индивидуальные и встроенные. К индивидуальным относят трубчатые и выносные (отдельные). У выносных КС жаровая труба размещается на некотором удалении от турбокомпрессора в отдельном силовом корпусе, расположенном параллельно или перпендикулярно оси ГТУ (рисунок 1.5).

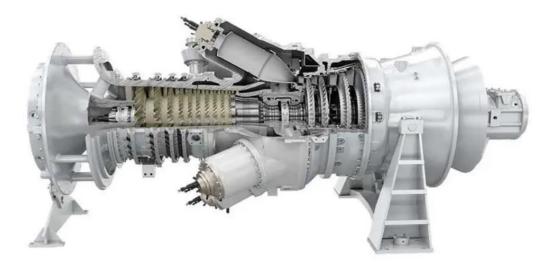


Рисунок 1.5 – Газовая турбина Siemens SGT300 с выносными камерами сгорания

Преимущества такой компоновки заключаются в удобстве обслуживания и ремонта, качественном перемешивании продуктов сгорания перед турбиной за счёт длинных трубопроводов. К недостаткам можно отнести большие размеры и массу, потери полного давления, что является обратной стороной применения длинных газоходов между камерой и турбиной. Встроенные камеры сгорания имеют общий корпус с ГТД или ГТУ. К ним относятся трубчато-кольцевые и кольцевые камеры сгорания.

По видам сжигаемого топлива КС делятся на камеры сгорания для сжигания только жидкого или только газообразного топлива, а также комбинированные, осуществляющие сжигание обоих видов топлива.

По направлению движения потоков воздуха и продуктов сгорания камеры сгорания делятся на прямоточные, в которых воздух и газ движутся в одном направлении и противоточные, где они движутся в противоположных направлениях.

По количеству горелок у одной жаровой трубы: однофорсуночные и многофорсуночные (одно и многогорелочные). Иногда под многофорсуночной камерой сгорания понимают камеру сгорания с несколькими форсунками в вертикальной плоскости.

Камеры сгорания с двумя зонами горения также подразделяются на два вида: двухзонные и двухъярусные [18, 19]. В первых зоны горения располагаются последовательно (одна за другой), а во вторых – параллельно (одна над другой), поэтому их ещё называют камерами сгорания с последовательным и параллельным расположением зон горения.

В зарубежной практике камеры сгорания принято делить на однокольцевые (англ. SAC – Single Annular Combustor), двухкольцевые (DAC – Double Annular Combustor), а также по используемым технологиям горения [19]. Современные технологии горения, такие как RQL (англ. Rich-Burn, Quick-Mix, Lean-Burn Combustor – горение богатой смеси, быстрое смешение и горение бедной смеси), TAPS (Twin-Annular Premixing Swirler – двухкольцевой завихритель предварительного смешивания) и др., ориентированы на выполнение экологических нормативов при определённых способах организации рабочего процесса камеры сгорания.

В настоящее время в ТРДД гражданской авиации в основном применяются кольцевые прямоточные встроенные КС, работающие на жидком топливе.

Для описания облика камеры сгорания необходимо знать основные элементы камеры сгорания. Для КС ГТД в настоящее время выработана общая конструктивная схема [4–6], показанная на рисунке 1.6. Конструкция КС включает в себя такие основные элементы как корпус, диффузор, жаровая труба и топливная форсунка.

Корпус КС является её внешней твёрдой оболочкой, объединяющей все основные элементы.

Диффузор — это основной элемент КС, предназначенный для снижения скорости на выходе из компрессора, преобразования скоростного напора в давление и формирования требуемого поля скоростей на входе в ЖТ.

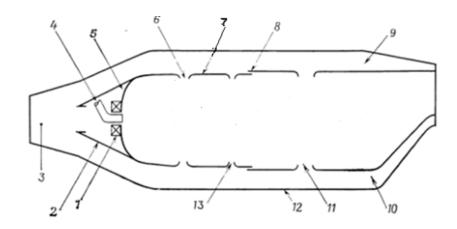


Рисунок 1.6 – Схема КС ГТД и её основные элементы:

- 1 воздушный завихритель; 2 воздухозаборник; 3 диффузор; 4 топливная форсунка;
 - 5 головка (фронтовое устройство); 6 отверстия первичной зоны; 7 жаровая труба;
- 8 щель для охлаждающей завесы; 9 внешний кольцевой канал; 10 внутренний кольцевой канал; 11 отверстия зоны разбавления; 12 корпус; 13 отверстия промежуточной зоны

Жаровая труба — основной элемент КС, в котором реализуется смешение топлива с воздухом, воспламенение и горение топливовоздушной смеси и смешение продуктов сгорания со вторичным воздухом. Включает ФУ (фронтовое устройство) — переднюю часть с местами установки форсунок, среднюю часть (для смешения высокотемпературных газов и воздуха) и газосборник на выходе.

Топливная форсунка — основной элемент КС, предназначенный для распыливания жидкого топлива с целью интенсификации процесса испарения образующихся капель, смешивания топлива с воздухом с целью подготовки топливовоздушной смеси, формирования факела и распределения пламени.

Основные элементы КС определяют характер протекания её рабочего процесса, поэтому их форма и размеры важны для описания её облика.

В конечном итоге облик КС отражает её соответствие определённому поколению двигателей и способность обеспечить выполнение требований на его уровне. На рисунке 1.7 в виде примера представлена эволюция многофорсуночных КС двигателей семейства «НК» [20].

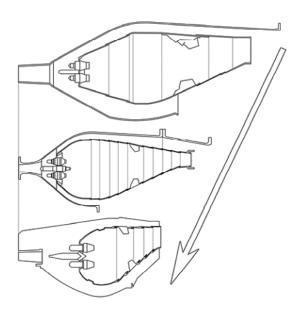


Рисунок 1.7 – Эволюция камер сгорания двигателей «НК» [20]

Из рисунка видно, как во время развития двигателей изменялась форма и размеры камеры, а по сути – облик.

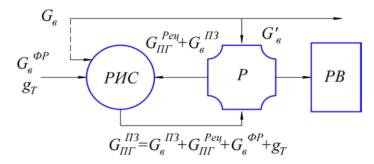
1.3 Систематизация методов формирования облика и определения характеристик камеры сгорания на начальных этапах проектирования

Проектирование КС направлено на выполнение широкого ряда предъявляемых к ней требований. Для решения этой задачи на этапах проектирования важно определить характеристики, которым будет соответствовать создаваемое изделие. Для этой цели используются методы математического моделирования КС. Их применение обусловлено необходимостью минимизации объёма стендовых работ и времени на доводку камеры сгорания. Можно выделить следующие методы математического моделирования характеристик КС: интегральный, реакторный, струйный, последовательно-одномерный, сетевой, модульный. Рассмотрим каждый из них подробнее.

Интегральный метод. Описание метода приведено в работах [21,22]. В данном случае математическая модель КС представляет совокупность моделей, описывающих характеристики её рабочего процесса. Метод может использоваться как

на этапах начального проектирования КС, так и для анализа её рабочего процесса на заключительных этапах проектирования.

При использовании *реакторного* метода рабочий объём камеры (рисунок 1.8) разбивается на области, каждая из которых рассматривается как реактор: идеального, неполного макро- и микросмешения и т.д. Этот метод позволяет моделировать процессы горения, тепло- и массообмена и используется для теоретической оценки протекания рабочего процесса и анализа результатов натурных экспериментов на всех этапах проектирования и при доводке камер сгорания [23, 24].



Моделирование зоны горения системой реакторов:

РИС — безразмерный реактор идеального смешения, Р — безразмерный реактор, РВ — реактор вытеснения, G_{III}^{II3} — расход продуктов горения в первичной зоне, G_e^{II3} — расход воздуха в первичной зоне, G_{III}^{Peu} — расход продуктов горения, рециркулирующих в первичную зону из реактора Р, $G_e^{\Phi p}$ — расход воздуха через фронтовое устройство, G_e^{I} — расход воздуха через первый пояс основных отверстий, g_{τ} — расход топлива.

Рисунок 1.8 – Реализация реакторного метода [23]

В *струйном методе* КС (рисунок 1.9) рассматривается как система струй основного потока, циркуляционного течения, а также струй подвода воздуха на охлаждение стенок жаровой трубы и вторичного воздуха. Метод позволяет сформировать упрощенную газодинамическую модель и оценить потери полного давления на этапе предварительного проектирования [25].



Рисунок 1.9 – Схема реализация струйного метода

При применении *последовательно-одномерного метода* КС представляют в виде системы последовательно расположенных элементарных участков [26]. На каждом из этих участков процессы описываются одномерными соотношениями (рисунок 1.10). Метод принципиально может использоваться как на начальных стадиях проектирования, так и для поверочных расчётов [27, 28].

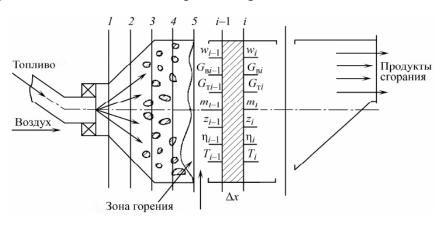


Рисунок 1.10 – Последовательно-одномерный метод [26]

В сетевом методе проточная часть камеры сгорания разделена на большое число простейших каналов (рисунок 1.11), объединённых с помощью узлов в единую сеть [29]. В данной модели используются газодинамические и тепловые связи между узлами. Решение основных уравнений, описывающих КС (сохранения массы, энергии, импульса) проводится в узлах на основе дискретизации, а для описания течений в элементах используются полуэмпирические соотношения. Метод позволяет моделировать процессы течения и теплообмена с учётом тепловыделения при горении, оценивать потери полного давления и тепловое состояние стенок. Метод применяется как в предварительном, так и в поверочном проектировании.

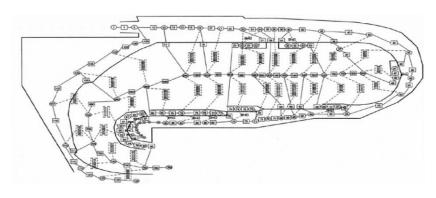
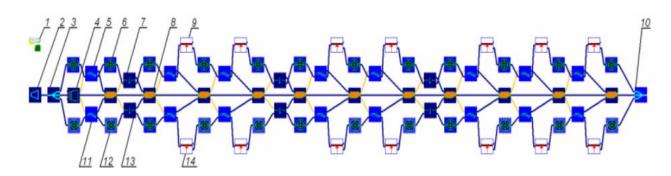


Рисунок 1.11 – Сетевой метод [29]

В модульном методе камера рассматривается как совокупность модулей (рисунок 1.12), выполняющих определённые функции и имеющих свои математические модели [30, 31]. Из набора модулей формируется модель КС. В расчётной схеме элементы (в количестве 100 и более) соединены в соответствии с порядком движения рабочего тела по проточной части КС. Решение уравнений осуществляется на основе метода касательных (метод Ньютона). Метод используют в предварительном проектировании.



Расчетная схема камеры сгорания ТРДД в системе «КАМЕРА 4.00»: 1— начальные условия; 2— диффузор; 3— разделитель; 4— фронтовое устройство; 8— жаровая труба; 10— выходное сечение; 5, 11— отверстия системы охлаждения; 6, 12— кольцевые каналы; 7, 13— основные отверстия; 9, 14— стенки

Рисунок 1.12 – Модульный метод [32]

Рассмотрение методов определения характеристик КС показало, что в большинстве случаев их реализация возможна только при наличии чёткого представления о облике проектируемой камеры, а также статистических данных о существующих изделиях. Следовательно, необходимо рассмотреть методы формирования облика КС. Один из первых методов для определения геометрических соотношений камеры сгорания приведён в [1]. В качестве исходных данных для конструкторского расчёта используется тепловой расчёт двигателя, из которого берутся параметры на входе в КС, а из общей компоновки двигателя — её тип и габариты. В качестве цели конструкторского расчёта определено профилирование элементов тракта, количества и размеров отверстий, а также определение потерь полного давления. Расчёт основан на представлениях о рабочем процессе камеры сгорания, соответствующих времени написания приведённого источника, сформированных в

том числе по результатам натурных испытаний двигателей. Соответственно, данный алгоритм не может быть использован при проектировании современных КС, так как изделия середины прошлого века как по параметрам цикла, так и по обеспечиваемым требованиям, в корне отличаются от современных конструкций.

В работе [16] приводится метод полного расчёта КС, включая гидравлический расчёт. Вкратце его можно свести к следующим положениям. Исходные данные для проектирования КС выбираются из задания на проектирование ГТД: назначение двигателя, топливо, суммарный расход воздуха, температура и давление воздуха перед камерой сгорания, температура газа за камерой сгорания. В соответствии с техническим заданием принимаются значения коэффициента полноты сгорания на расчётном режиме, допустимые потери полного давления, характеристика поля температур на выходе, предельная температура стенки ЖТ, теплонапряжённость рабочего объёма, а также компоновочные данные. Затем задаются общим коэффициентом избытка воздуха, находят состав газа на выходе из КС, его теплоёмкость и полный расход топлива. На основании полученных данных находят проходное сечение ЖТ исходя из конструкции камеры (например, трубчато-кольцевая или кольцевая). Затем, опираясь на значение теплонапряжённости, определяют рабочий объём КС, и далее по значению площади сечения ЖТ – её длину. На основании теории горения определяют длину зоны горения (в рекомендациях обозначено как 60...70% общей длины). Как разница определяется длина зоны смешения. По длинам зон горения и смешения определяют закономерность подвода воздуха по длине ЖТ. Выбирается тип ФУ для реализации рабочего процесса. Далее определяются размеры корпуса КС на основании значения скорости вторичного воздуха и выбранной толщины стенки ЖТ. После этого проводится оценка температуры стенки ЖТ, и на основании распределения воздушных потоков находят потери полного давления в КС. Качество проектирования камеры проверяется в ходе экспериментального исследования и доводки натурного образца. Анализ расчётного алгоритма с точки зрения построения облика КС позволяет утверждать, что описанные подходы не позволяют описать её геометрию в полной мере, а предоставляют возможность определения лишь некоторых длин и диаметральных размеров, основываясь на статистике КС 70...80-х годов прошлого века. При этом метод является универсальным для камер сгорания ГТД различного назначения, и не направлен конкретно на построение облика КС авиационных двигателей. Используемые в нём подходы относятся также к транспортным, стационарным и другим типам ГТД и ГТУ, что делает их достаточно общими.

Подобный подход предлагается и в [26]. В работе отмечается, что при автоматизированном проектировании облик КС может быть получен на основе среднестатистических данных и гидравлического расчёта. В качестве второго варианта предлагается использование прототипа. При этом формирование облика происходит на основе данных, включающих:

- конфигурацию наружной и внутренней оболочек жаровой трубы;
- раскрытие фронтового устройства;
- распределение относительных площадей.

В [15] подробно изложены научные основы проектирования камер сгорания различного типа и взаимосвязи между различными элементами рабочего процесса, но отсутствует упоминание о конкретных изделиях, данные о которых используются в предлагаемом алгоритме расчёта.

В [33] приведён алгоритм расчёта прямоточной КС, основанный на данных, полученных специалистами АО «ОДК-Климов» и включающий 36 формул. Облик, получаемый в ходе расчётов соответствует двигателям IVпоколения.

Работы [34–36, 32], посвященные созданию КС ГТД и ГТУ, содержат описание методов их проектирования, а в работе [35] приведён алгоритм расчёта основных размеров камеры сгорания ГТУ. В нём содержится 66 формул, позволяющих построить облик камеры сгорания с учётом размеров всех основных элементов, но статистика на которой основаны эти построения не всегда учитывает особенности современных авиационных КС.

Суммируя вышесказанное, можно отметить, что существующие методы и алгоритмы формирования облика КС основаны на положениях теории горения, гид-

равлическом расчёте, статистике по данным для существующих изделий и конкретных прототипах. В результате сравнения и анализа выявленных методов и построенных на них алгоритмов, в качестве базового алгоритма для исследования был принят алгоритм, предложенный В.Е. Резником, с соавторами [4, 37]. В нём формирование облика КС происходит на базе данных прототипа с использованием эмпирических соотношений, полученных в ходе разработки камер сгорания ПАО «ОДК-Кузнецов». Метод, на котором построен алгоритм расчёта отличается от рассмотренных выше тем, что в нём используется подробное математическое описание определения размеров всех основных элементов камеры сгорания.

Статьи зарубежных авторов, например [38–47] и др., посвящённые предварительному проектированию камер сгорания, в целом отражают такие же подходы, что и отечественные публикации. Так, например, в работах [40, 41] приводится описание применения сетевого метода проектирования камер сгорания, а в работе [46] — реакторного. Однако в обоих случаях отсутствуют чёткие указания на то, как получена геометрия рассматриваемых обликов. Существует много работ, в которых описываются общая методология проектирования камер сгорания, например, как это сделано в [44]. Однако работы с описанием подробной реализации методов расчёта обликов КС и их математических моделей отсутствуют. Чаще указывается диапазон изменения эмпирических коэффициентов для отдельных расчётных формул.

Наиболее полное описание состояния дел с предварительным проектированием КС за рубежом камер приводится в работе [38]. Отмечается, что высокая стоимость стендовых испытаний и повышенная сложность численного моделирования вызывают необходимость более тщательного отношения к предварительному проектированию КС. При этом говорится, что в большинстве существующих работ по рассматриваемому вопросу, часто подробно рассмотрены модели горения и тепломассобмена, но зачастую отсутствуют собственно процедуры определения формы КС и её размеров. Для формирования представления о них используются эмпирические и полуэмпирические методы. Эти методы содержат формулы, созданные на

основе понимания рабочего процесса с эмпирическими коэффициентами и соответствующие расчёту основных элементов камеры сгорания. В работе [38] рассматривается ряд важных уравнений для описания формы и размеров КС, а также обосновываются используемые в них коэффициенты. Расчётный алгоритм определения размеров КС не приводится.

Упоминание о методах формирования представления о форме и размерах КС содержится и в работе сотрудников одного из отделений GE Aviation [48]. Для снижения времени на предварительное проектирование и повышение его надёжности, предлагается методология, которая на базе оцифровки данных по конструкциям, позволяет ускорить формирование представление о геометрии и концепции камеры сгорания с целью быстрого построения её 3D-моделей для расчёта. В конечном итоге предполагается автоматизация этой процедуры. Описание реализации построения облика-отсутствует.

1.4 Базовый метод формирования облика кольцевой камеры сгорания и алгоритм его реализации

Рассмотрим метод В.Е. Резника и его соавторов подробнее, используя его последнюю редакцию [4] и сохранив обозначения и наименования оригинала.

Метод определяет последовательность определённых правил, способов и приёмов, объединённых в систему и направленных на расчёт геометрии многофорсуночной кольцевой камеры сгорания. Таким образом, область применения рассматриваемого метода соответствует предмету исследования. Метод относится к группе методов, в которых определение размеров КС основано на предложенных В.Е. Дорошенко зависимостях полноты сгорания от параметра форсирования к_v:

$$\eta_{\Gamma} = f \left(\frac{G_{\rm B}}{p_2^{*1,25} T_2^* V_{\rm K}} \right),$$

где $G_{\rm B}$ – расход воздуха через ЖТ; p^*_2 , T^*_2 – давление и температура воздуха за компрессором; $V_{\rm ж}$ – объём ЖТ, состоящий из объёма зоны горения и смешения; $\kappa_v = \frac{G_{\rm B}}{p_2^{*1,25} T_2^* V_{\rm ж}}$ – параметр форсирования.

Алгоритм расчёта геометрии кольцевой камеры сгорания с использованием метода имеет следующий вид (рисунок 1.13).

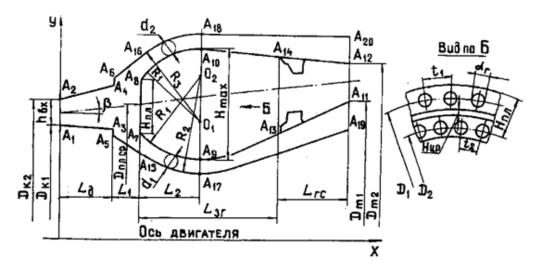


Рисунок 1.13 – К расчёту кольцевой многофорсуночной КС (А – номер точки контура КС) [4]

Из термогазодинамического расчёта берутся исходные данные.

Термодинамические при H=0, M=0:

- расход воздуха через внутренний контур двигателя G_{B} ;
- давление воздуха за компрессором ВД p_2^* ;
- температура воздуха за компрессором ВД T_2^* ;
- расход топлива $G_{\text{топл}}$ (или α);
- полнота сгорания в камере $\eta_{\scriptscriptstyle \Gamma}$;
- окружная неравномерность поля температур θ ;
- высотность розжига КС Н;
- потери полного давления $\delta_{\rm \tiny KC}$.

Конструктивные:

- диаметр втулки последней степени компрессора ВД $D_{\kappa 1}$;
- периферийный диаметр последней ступени компрессора ВД $D_{\rm K}$;
- диаметр втулки соплового аппарата турбины ВД D_{T1} ;
- периферийный диаметр сечения соплового аппарата турбины ВД $D_{\rm T2}$;
- расчётная схема КС, соответствующая камере-прототипу.

Расчёт КС выполняется в следующей последовательности:

- рассчитываются габариты диффузора;
- рассчитывается геометрия фронтового устройства;
- рассчитываются объём и габариты ЖТ;
- рассчитывается длина газосборника;
- определяются координаты характерных точек КС;
- определяются потери давления в КС;
- определяется вес КС.

Диффузор

1. Определяют средний диаметр последней ступени компрессора ВД:

$$D_{\kappa \, \mathrm{cp}} = \frac{D_{\kappa 1} + D_{\kappa 2}}{2}.$$

2. Определяют высоту канала на входе в диффузор:

$$h_{\rm BX} = \frac{D_{\rm K2} - D_{\rm K1}}{2}.$$

3. Рассчитывают критическую скорость на входе в диффузор:

$$w_{\rm \kappa p} = \sqrt{2 \frac{k}{k+1} R T_2^*}.$$

4. Для первого приближения задаются приведённой скоростью на входе в диффузор:

$$\lambda_{\text{BX1}} = 0.25.$$

5. Определяют плотность заторможенного потока на входе в диффузор:

$$\rho_{\text{BX}}^* = \frac{p_2^*}{RT_2^*}.$$

6. Для заданного значения $\lambda_{\text{вх1}}$ рассчитывают (или берут по таблицам газодинамических функций) функцию плотности потока:

$$\varepsilon(\lambda_{\text{BX}1}) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda_{\text{BX}}^2\right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

7. Определяют плотность воздуха на входе в диффузор:

$$\rho_{\rm BX} = \varepsilon(\lambda_{\rm BX1})\rho_{\rm BX}^*.$$

8. Определяют площадь диффузора на входе:

$$F_{\kappa} = \frac{\pi}{4} (D_{\kappa 2}^2 - D_{\kappa 1}^2).$$

9. По найденому значению F_{κ} определяют скорость воздуха на входе в диффузор:

$$w_{\rm\scriptscriptstyle BX} = \frac{G_{\rm\scriptscriptstyle B}}{\rho_{\rm\scriptscriptstyle BX} F_{\rm\scriptscriptstyle K}}.$$

10. Определяют приведённую скорость воздуха на входе в диффузор:

$$\lambda_{\text{\tiny BX}} = \frac{w_{\text{\tiny BX}}}{w_{\text{\tiny KD}}}.$$

11. Сравнивают полученные значения $\lambda_{\rm BX}$ с заданными (по п. 4) и, если они отличаются более чем на 0,01, принимают:

$$\lambda_{\text{BX}1} = \lambda_{\text{BX}}$$
.

и расчёт повторяют с п. 4 по п. 11 до совпадения величин $\lambda_{\rm BX}$ и $\lambda_{\rm BX1}$ с точностью до 0,01;

12. Проверяют условие совпадения $\lambda_{\rm BX}$ и $\lambda_{\rm BX1}$ с рекомендуемыми статистическими значениями:

$$0.2 \le \lambda_{\text{BX}} \le 0.35$$
.

13. Находят объёмный расход воздуха через камеру:

$$Q = \frac{G_{\rm B}}{\rho_{\rm BX}}.$$

14. Из статистических соотношений определяют длину диффузора:

$$L_{\rm A} = 1.75 \left(\frac{Q}{20}\right)^{-2/3} \cdot h_{\rm BX.}$$

15. Определяют коэффициент расширения в диффузоре:

$$n_{\rm A} = 1,65 + 0.1 \frac{L_{\rm A}}{h_{\rm BX}}.$$

16. Проверяют условие безотрывного течения в диффузоре:

$$n_{\rm J, orp} = 1.8 + 0.1 \frac{L_{\rm J}}{h_{\rm BX}}.$$

17. Рассчитывают коэффициент потерь в диффузоре:

$$\xi_{\rm m}=1.6\left(1-\frac{1}{n_{\rm m}}\right)^2.$$

18. Определяют скоростной напор на входе в диффузор:

$$\Delta p_{ck} = \frac{\rho_{bx} w_{bx}^2}{2}.$$

19. Определяют гидравлические потери в диффузоре:

$$\Delta p_{c\kappa}^* = \xi_{\mathrm{M}} \Delta p_{c\kappa}$$
.

20. Определяют относительный уровень потерь в диффузоре:

$$\delta_{\mathrm{J}} = \frac{k}{k+1} \xi_{\mathrm{J}} \lambda_{\mathrm{BX}}^2.$$

21. Определяют расстояние от выходного сечения диффузора до плоскост плиты фронтового устройства:

$$L_1 = 0.32 \left(\frac{Q}{20}\right)^{-2/3} L_{\rm A}.$$

Фронтовое устройство

Для 1-го цикла расчётов принимают угол между осями КС и двигателя $\beta=0$ (см. рисунок 12).

22. Определяют средний диаметр плиты фронтового устройства:

$$D_{\text{пл cp}} = D_{\text{к cp}} + 2(L_{\text{д}} + L_{1})tg\beta.$$

При $Q \le 10 \, \frac{M^3}{c}$ рассчитывают размеры элементов форсуночной плиты по формулам (23)...(27).

23. Принимают высоту плиты из констуктивных соображений:

$$H_{\Pi \Pi} = 0.1 \text{ M}.$$

24. Принимают горелку с диаметром, равным:

$$d_{\scriptscriptstyle \Gamma}=$$
 0,03 м.

25. Определяют число горелок в соответствии с прототипом по формуле:

$$z_{\rm r} = \frac{z_{\rm r0}}{D_{\rm nn\,cp0}} - D_{\rm nn\,cp}.$$

Здесь $z_{{\scriptscriptstyle \Gamma}0}=140$ — число горелок в камере-прототипе, индекс 0 — относится к прототипу.

26. Высоту центрального распределителя воздуха во фронтовом устройстве принимают из конструктивных соображений:

$$H_{\rm up} = 0.015 \text{ m}.$$

27. Определяют расстояние между ярусами горелок:

$$\frac{\Delta D}{2} = \frac{D_1 - D_2}{2} = d_{\rm r} + H_{\rm up} + 0.003.$$

При Q>10 м³/с рассчитывают размеры элементов плиты фронтового устройства по формулам (28)–(33).

28. Определяют коэффициент линейного моделирования геометрических размеров:

$$k_{\rm M} = \sqrt[3]{rac{Q}{Q_0}} = \sqrt[3]{rac{Q}{10}}.$$

29. Рассчитывают высоту плиты фронтового устройства:

$$H_{\scriptscriptstyle \Pi J I} = 0.1 k_{\scriptscriptstyle \mathrm{M}}.$$

30. Рассчитывают диаметр горелки:

$$d_{\Gamma} = 0.03 k_{\rm M}$$
.

31. Число горелок назначают равным числу горелок на камере-прототипе:

$$z_{\Gamma} = z_{\Gamma 0} = 140.$$

32. Рассчитывают высоту центрального распределителя воздуха во фронтовом устройстве:

$$H_{\rm up} = 0.015 k_{\rm m}$$
.

33. Определяют расстояние между ярусами горелок:

$$\frac{\Delta D}{2} = 0.048 k_{\rm M}.$$

34. Рассчитывают диаметр расположения наружного яруса горелок:

$$D_1 = D_{\text{пл cp}} + \frac{\Delta D}{2}.$$

35. Рассчитывают диаметр расположения внутреннего яруса горелок:

$$D_2 = D_{\text{пл cp}} - \frac{\Delta D}{2}.$$

36. Рассчитывают шаг между горелками наружного яруса:

$$t_1 = \frac{\pi D_1}{z_{\Gamma}}.$$

37. Рассчитывают шаг между горелками внутреннего яруса:

$$t_2 = \frac{\pi D_2}{z_{\Gamma}}.$$

38. Если расстояние между горелками внутреннего яруса меньше 2 мм, то число горелок уменьшают:

$$z_1 = \frac{\pi D_2}{d_{\Gamma} + 0,002}.$$

Жаровая труба

39. Определяют коэффициент избытка воздуха в камере:

$$\alpha_{\text{\tiny KC}} = \frac{G_{\text{\tiny B}}}{L_0 G_{\text{\tiny TOIL}}},$$

где L_0 —стехиометрический коэффициент, принимают равным

$$L_0 = 14,8 \,$$
 кг воздуха/кг топлива.

40. Определяют величину относительного давления:

$$\bar{p} = \frac{p_2^*}{p_2^*}.$$

41. Рассчитывают объём жаровой трубы:

$$V_{\text{\tiny H}} = 0.0041Q \cdot \frac{\left(1 + \frac{2550}{\alpha_{\text{\tiny KC}}}\right)}{(70 + 0.325T_2^*)} \sqrt{\frac{z_{\text{\tiny \Gamma}\,0}}{z_{\text{\tiny \Gamma}}}} \frac{1}{\bar{p} \left[\frac{1}{3(1 + \bar{p})}\right]}.$$

42. Определяют высоту жаровой трубы:

$$H_{max} = 0.532 \sqrt{\frac{V_{\text{x}}}{D_{\text{пл cp}}}}.$$

43. Определяют расстояние от плиты до сечения ЖТ, имеющего максимальную высоту:

$$L_2 = 0.5 H_{max}.$$

44. Определяют длину ЖТ (зоны горения):

$$L_{3\Gamma} = 1.35 H_{max}$$
.

45. Уточняют коэффициент линейного моделирования:

$$k_{\rm M} = \frac{H_{max}}{H_{max\,0}} = \frac{H_{max}}{0.2},$$

где $H_{\max 0} = 0$,3 м – высота жаровой трубы в камере-прототипе.

Газосборник

46. Определяем температуру газа на выходе из КС без учёта отборов воздуха по формуле:

$$T_{3 \text{ cp M}} = \frac{Hu \, \eta_{\Gamma} + \alpha L_0 c_{\text{p B}} T_2^*}{(1 + \alpha_{\text{KC}} L_0) c_{\text{p cp}}}$$

или по графику на рисунке 1.14.

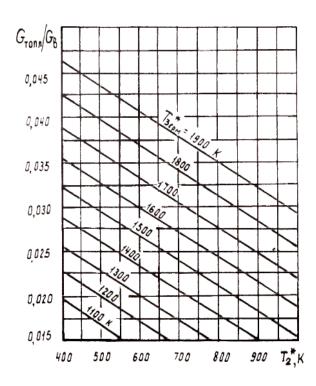


Рисунок 1.14 — Номограмма для определения температуры газа на выходе из КС в зависимости от температуры воздуха на входе и относительного расхода топлива [4]

47. Относительный расход на охлаждение турбины определяют по зависимости, представленной на рисунке 1.15:

$$\bar{G}_{\text{охл T}} = f_1(\mathrm{T}_3^*).$$

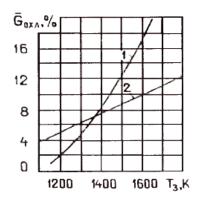


Рисунок 1.15 — Зависимость относительных расходов [4] на охлаждение турбины $\bar{G}_{\text{охл т}}$ и газосборника камеры $\bar{G}_{\text{охл гс}}$ от температуры газа перед турбиной: $\bar{G}_{\text{охл т}}$; $2-\bar{G}_{\text{охл гс}}$.

48. Определяют относительный расход воздуха на охлаждение газосборника по графику на рисунке 1.15:

$$\bar{G}_{\text{охл гс}} = f_2(\mathrm{T}_3^*).$$

49. Определяют относительный расход воздуха в зоне горения:

$$\bar{G}_{3\Gamma} = \frac{L_0 \alpha_{3\Gamma} G_{\text{топл}}}{G_{\text{B}}},$$

где $\alpha_{3 \Gamma} = 1,7...2,2$ – коэффициент избытка воздуха в зоне горения;

50. Рассчитывают относительный расход воздуха, поступающего в зону смешения:

$$\bar{G}_{
m 3 \, c} = 1 - \bar{G}_{
m oxm \, T} - \bar{G}_{
m oxm \, C} - \bar{G}_{
m 3 \, C}.$$

51. Принимают относительные значения величин площадей отверстий в жаровой трубе в соответствии с прототипом:

$$\frac{\Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K}}} = 1.2; \ \frac{\Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K K}}} = 1.0; \ \frac{\Sigma \mu F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K}}} = 0.1.$$

52. Определяют подогрев воздуха в камере (с учётом отборов) по формуле:

$$\frac{{\rm T}_{3\; {\rm cp}\; {\rm m}}^*}{{\rm T}_2^*} = 1 + \frac{Hu\; \eta_{\rm r} G_{{\rm топ}{\rm л}}}{{\rm c}_{{\rm p\; cp}}[G_{\rm B}(1-\bar{G}_{{\rm ох}{\rm л}\; {\rm T}}) + G_{{\rm топ}{\rm л}}]}$$

или по графику.

53. Рассчитывают безразмерный параметр смешения:

$$I_{\text{OTB}} = rac{ar{G}_{3\text{C}} rac{T_2^*}{T_3^*}}{(1 - ar{G}_{\text{OXJITC}} - ar{G}_{\text{OXJIT}}) rac{\mu \Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K}}}},$$

54. Определяют коэффициенты f_1 и f_2 :

при $\frac{\Sigma F_{\text{отв}}}{F_{\text{K}}}$ < 1,7 значение f_1 должно быть принято равным единице;

при
$$\frac{\Sigma F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K}}} > 1$$
,7 оно определяется из выражения $f_1 = 1 + 0.25 \left(\frac{\Sigma F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K}}} - 1.7 \right)$;

аналогично при $\frac{\Sigma F_{\text{отв}}}{F_{\text{v.v.}}} < 0,7$ значение f_2 должно быть принято за 1,

а при $\frac{\Sigma F_{\text{отв}}}{F_{\text{к к}}}$ >0,7 оно рассчитывается из выражения $f_2=1+0$,1 $\Big(\frac{\Sigma F_{\text{отв}}}{F_{\text{к к}}}-0$,7 $\Big)$.

55. Для первого цикла расчётов задаются:

$$\bar{L}_{rc}=0.5.$$

56. Рассчитывают окружную неравномерность поля температур на выходе из газосборника:

$$\Theta_{\text{pac4}} = \left[\frac{\bar{G}_{3 \text{ C}}}{(1 - \bar{G}_{3 \text{ C}} - \bar{G}_{\text{ОХЛ Г C}})} + 1 \right] \frac{1 - \bar{G}_{\text{ОХЛ Т}}}{1 + 1.94 \cdot I_{\text{ОТВ}}^{(1,67 + 0.1\bar{L}_{\text{Г C}}} \bar{L}_{\text{Г C}}^{2,1}} + 1 \right] \frac{1 - \bar{G}_{\text{ОХЛ Т}}}{1.05 - \bar{G}_{\text{ОХЛ ГС}} - \bar{G}_{\text{ОХЛ Т}}} f_1 f_2.$$

- 57. Сравнивают расчётные и допустимые значения Θ : если $\Theta_{\text{расч}} > \Theta_{\text{доп}}$, то расчёт по п. 56 повторяют, предварительно увеличив длину газосборника на 10%.
- 58. Расчёты по пп. 56 и 57 повторяют до выполнения условия $\Theta_{\text{расч}} < \Theta_{\text{доп}},$ и вычисляют длину газосборника:

$$L_{\rm rc} = \bar{L}_{\rm rc} H_{max}.$$

59. Определяют длину КС:

$$L_{\rm KC} = L_{\rm A} + L_{1} + L_{3 \, \Gamma} + L_{\Gamma \, C}.$$

60. Определяют тангенс угла наклона β оси камеры сгорания к оси двигателя:

$$tg\beta = \frac{D_{\text{T cp}} - D_{\text{K cp}}}{2L_{\text{VC}}}.$$

61. Вычисляют угол наклона:

$$\beta = arctg \left[\frac{D_{\text{T cp}} - D_{\text{K cp}}}{2L_{\text{KC}}} \right].$$

62. Рассчитывают координаты точек контура камеры в соответствии с рисунком 1.13 по формулам, приведённым в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Координаты точек камеры

№	Определяемая величина	№	Определяемая величина
п/п	и формула	п/п	и формула
63	$x_1 = x_2 = 0$	91	d ₁ =0,017
64	$y_1 = D_{\kappa 1}/2$	92	$d_2 = 0.015$
65	$y_2 = D_{\kappa 2}/2$	93	$d_1 = 0.0017Q$
66	$x_3 = x_4 = x_5 = x_6 = L_{\mathcal{A}}$	94	$d_2 = 0.0015Q$
67	$F_{\scriptscriptstyle m Bbix} = n_{\scriptscriptstyle \mathcal{I}} F_{\scriptscriptstyle m K}$	95	$R_2 = R_1 + d_1$
68	$D'_{\kappa cp} = D_{\kappa cp} + 2L_{\mathcal{A}} \cdot tg\beta$	96	$R_3 = R_1 + d_2$
69	$h_{\scriptscriptstyle m BMX} = F_{\scriptscriptstyle m BMX}/ig(\pi D_{\scriptscriptstyle m Kcp}ig)$	97	$\alpha_1 = arctg[(y_{02} - y_5)/(x_{02} - x_5)]$
70	$y_3 = D'_{\text{K CP}}/2 - h_{\text{BMX}}/2$	98	$\alpha_2 = \arccos \times$
			$\times \frac{R_2}{\sqrt{(x_{02} - x_5)^2 + (y_{02} - y_5)^2}}$
			$\sqrt{(x_{02}-x_5)^2+(y_{02}-y_5)^2}$
71	$y_4 = D'_{\text{K cp}}/2 + h_{\text{BMX}}/2$	99	$\alpha_{\Sigma 1} = \alpha_1 + \alpha_2$
72	$y_5 = y_3 - 0.2h_{\text{вых}}$	100	$x_{15} = x_{02} - R_2 cos \alpha_{\Sigma 1}$
73	$y_6 = y_4 + 0.2h_{\text{вых}}$	101	$y_{15} = y_{02} - R_1 sin\alpha_{\Sigma 1}$
74	$x_7 = x_8 = L_{\mathcal{A}} + L_1$	102	$\alpha_3 = arctg[(y_6 - y_{01})/(x_{01} - x_6)]$
75	$y_7 = D_{\text{K cp}}/2 + x_7 t g \beta - 0.5 H_{\text{пл}}$	103	$\alpha_4 = arccos \times$
			$\times \frac{R_3}{\sqrt{(x_6 - x_{01})^2 + (y_6 - y_{01})^2}}$
			$\sqrt{(x_6 - x_{01})^2 + (y_6 - y_{01})^2}$
76	$y_8 = D_{\text{к cp}}/2 + x_7 t g \beta + 0.5 H_{\text{пл}}$	104	$\alpha_{\Sigma 2} = \alpha_3 + \alpha_4$
77	$x_9 = x_{10} = L_{\rm d} + L_1 + L_2$	105	$x_{16} = x_{01} - R_3 cos \alpha_{\Sigma 2}$
78	$y_9 = x_7 - (H_{max} - H_{\Pi\Pi})/2$	106	$y_{16} = y_{01} + R_3 sin\alpha_{\Sigma 2}$
79	$y_{10} = y_8 + (H_{max} - H_{\Pi\Pi})/2$	107	$x_{17} = x_{18} = x_9$
80	$R_1 = (0.5H_{max}^2 + 0.5H_{\Pi\Pi}^2 -$	108	$y_{17} = y_9 - d_1$
	$-0.5H_{max}H_{\Pi\Pi})/(H_{max}-H_{\Pi\Pi})$		
81	$x_{01} = x_{02} = x_9$	109	$y_{18} = y_{10} + d_2$
82	$y_{01} = y_{10} - R_1$	110	$x_{19} = x_{20} = L_{\text{KC}}$
83	$y_{02} = y_9 + R_1$	111	$y_{19} = y_{11} - d_1$
84	$x_{11} = x_{12} = L_{\text{KC}}$	112	$y_{20} = y_{18}$
85	$y_{11} = D_{\text{T}1}/2$		

Окончание табл. 1.1

№	Определяемая величина	$N_{\underline{0}}$	Определяемая величина
Π/Π	и формула	Π/Π	и формула
86	$y_{12} = D_{T2}/2$		-
87	$x_{13} = x_{14} = L_{\mathcal{A}} + L_1 + L_{3 \Gamma}$		-
88	$y_{13} = y_9 + (y_{11} - y_9) \times$		-
	$\times \frac{L_{3r} - L_2}{L_{3r} + L_{rc} - L_2}$		
89	$y_{14} = (y_{10} - y_{12}) \frac{L_{3r} - L_2}{L_{3r} + L_{rc} - L_2}$		-
90	$h_{\Gamma C} = y_{14} - y_{13}$		-

113. Рассчитывают коэффициент гидравлических потерь давления в ЖТ:

$$\xi_{\text{m}} = 0.1 + \frac{0.6}{\left(\frac{\Sigma \mu F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K K}}}\right)^{1.5}}.$$

114. Рассчитывают коэффициент тепловых потерь в камере:

$$\xi_{ ext{тепл}} = rac{1}{2} igg(rac{T_3^*}{T_2^*} - 1igg) \cdot igg(rac{F_{ ext{K}}}{F_{ ext{K}}}igg)^2.$$

115. Определяют потери давления в камере:

$$\delta_{\text{KC}} = \left(\xi_{\text{M}} + \xi_{\text{W}} + \xi_{\text{тепл}}\right) \frac{k}{k+1} \lambda_{\text{BX}}^{2}$$

116. Вычисляют коэффициент восстановления полного давления в КС:

$$\sigma_{\text{kc}} = 1 - \delta_{\text{kc}}$$
.

Полученное значение сравнивается с заданным, и в случае большого расхождения расчёт по пп. 113...116 проводится вновь, при измененной площади $F_{\text{отв}}$. Изменение этой величины следует производить только при значительном расхождении заданной $\sigma_{\text{кс}}$ с полученной при расчёте. Если это расхождение не превышает 10%, то корректировку гидравлического расчёта можно не производить, поскольку влияние $\delta_{\text{кс}}$ на основную характеристику камеры $\eta_{\text{г}}$ может быть менее существенным, чем влияние $F_{\text{отв}}$ на поле температур на выходе и тепловое состояние стенок ЖК.

Вес камеры сгорания

117. Определяют средний диаметр КС:

$$D_{\text{KC cp}} = \frac{D_{\text{K cp}} + D_{\text{T cp}}}{2}.$$

118. Оценивают вес камеры:

$$G_{\rm KC} = 150 L_{\rm KC} D_{\rm KC \, cp} p_2^{*0,25}.$$

В [4] отмечается, что прототипом для данной методики послужила камера сгорания двигателя НК-8.

Блок схема данного алгоритма выглядит следующим образом (рисунок 1.16):

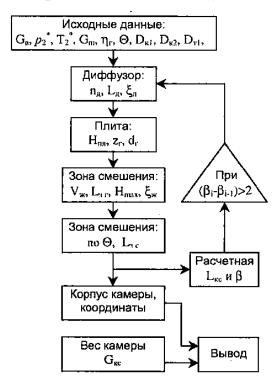


Рисунок 1.16 – Блок схема алгоритма В.Е. Резника [4]

Из приведённой последовательности расчёта видно, что непосредственно к формированию облика камеры сгорания относятся формулы с 1 по 112. С их помощью последовательно рассчитываются размеры всех основных элементов камеры сгорания. Авторы [4] отмечают, что предлагаемый метод расчёта является общим для любого типа КС (трубчатой, трубчато-кольцевой и кольцевой). При проектировании по конкретному прототипу с использованием большого статистического материала, накопленного при доводке, может быть получен алгоритм расчёта,

оснащённый конкретными числовыми значениями эмпирических коэффициентов. На основании сказанного, можно высказать предположение, что рассмотренный метод путём доработки и внесения изменений в его алгоритм, может быть адаптирован для построения обликов современных камер сгорания ТРДД V поколения.

Выводы по главе 1

На основании обзора современного состояния вопроса проектирования камер сгорания ТРДД, можно сделать следующие выводы:

- 1. Развитие авиационных ГТД сопровождается ростом числа требований, предъявляемых к их КС и ужесточением соответствующих им нормативов. При проектировании КС необходимо выполнить требования 6 групп, включающих более 30 различных показателей. Выполнение требований к КС осложняется ростом параметров цикла ТРДД (суммарной степени повышения давления и температуры на входе в турбину), которые для современных ТРДД гражданской авиации со взлётной тягой более 50 кН достигли значений $\pi_{k\Sigma}$ >45 и T_{r}^{*} >1900 К.
- 2. Для обеспечения выполнения требований к КС, их конструкция и рабочий процесс постоянно претерпевают изменения, отражающиеся на форме и соотношениях размеров основных элементов (диффузора, ФУ, ЖТ, газосборника), то есть на обликах изделий.
- 3. Проектирование камер сгорания включает в себя использование ряда методов математического моделирования для определения характеристик будущего изделия, реализация которых невозможна без облика камеры сгорания. В свою очередь, для построения обликов камер сгорания необходимы соответствующие методы, алгоритмы, математические модели и статистические данные по существующим КС.
- 4. Существующие методы и алгоритмы, базирующиеся на статистических данных прототипов, относящихся к III и IV поколениям ТРДД не могут обеспечить формирования обликов КС авиационных ГТД последнего поколения. Для решения

этой задачи необходимы новые методы и алгоритмы, которые также позволят снизить затраты времени на проектирование и обеспечат создание изделий, соответствующих лучшим современным образцам.

На основании вышесказанного можно сформулировать цель диссертационного исследования и основные задачи.

Целью диссертационного исследования является 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.

Для достижения поставленной цели диссертационного исследования необходимо решить следующие задачи:

- 1. Определить алгоритм разработки облика КС ТРДД на базе систематизации методов их 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.

ГЛАВА 2 ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ТРДД И ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЙ РАЗРАБОТКИ МЕТОДОВ ФОРМИРОВАНИЯ ИХ ОБЛИКОВ

2.1 Исследование развития камер сгорания ТРДД самолётов гражданской авиации

2.1.1 Камеры сгорания ТРДД узкофюзеляжных самолётов

Для формирования обликов современных КС необходимо рассмотреть развитие этого основного узла турбореактивных двигателей самолётов гражданской авиации, выявить основные тенденция его совершенствования, а также собрать данные о изменении параметров цикла и геометрии этих изделий.

С точки зрения иерархии в технических системах, самолёт находится на более высоком уровне, чем двигатель. При этом они связаны друг с другом отношениями подчинения и управления. Поэтому в общемировой практике авиационные турбореактивные двигатели гражданской авиации принято классифицировать не по конструкции (ТРДД, ТВД и т.д.), а по использованию на самолётах. В последнем случае может использоваться два подхода: по дальности самолёта (дальнемагистральные, среднемагистральные, ближнемагистральные и региональные) и по конструкции самолёта: узкофюзеляжные (англ. narrow-body aircraft или single-aisle aircraft) и широкофюзеляжные (англ. wide-body aircraft или twin-aisle aircraft). Наиболее широко применяется деление авиационных двигателей гражданской авиации по их применению на узко- или широкофюзеляжных самолётах. Такой подход в последнее время используется и ЦИАМ, например в [9].

В мировой практике к узкофюзеляжным самолётам относят авиалайнеры с одним проходом в ряду сидений, шириной фюзеляжа менее 4 м и пассажировместимостью до 300 человек. При этом узкофюзеляжные самолёты могут совершать и дальние, трансантлантические перелёты. Более крупные, широкофюзеляжные самолёты имеют диаметр фюзеляжа более 5 м и количество проходов в ряду два и более.

В настоящее время в самолётах гражданской авиации в основном используются турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) с высокой степенью двухконтурности, получившие название турбовентиляторных. В исследовании рассматривается развитие их камер сгорания. Деление двигателей по их применению, как и любое другое, является в некоторой степени условным, так как отдельные двигатели используются на самолётах двух типов. В основном будем рассматривать турбовентиляторные двигатели с тягой выше 50 кН, относящиеся к полноразмерным ГТД в отличие от малоразмерных, с меньшей тягой [49]. Лишь в некоторых случаях рассматриваются двигатели меньшей тяги, относящиеся к широко распространённым.

2.1.1.1 Камеры сгорания двигателей Rolls-Royce

Первым серийным ТРДД для гражданской авиации стал Rolls-Royce RB.80 Conway [50, 51], разработанный к 1952 г. (рисунки 2.1 и 2.2). Он устанавливался на узкофюзеляжные дальнемагистральные авиалайнеры Vickers VC10, Boeing 707-420, Douglas DC-8-40.

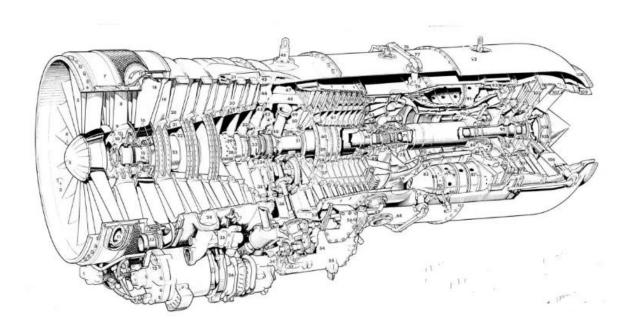


Рисунок 2.1 – Двигатель Rolls-Royce RB.80 Conway [52]

Двигатель оснащался трубчато-кольцевой КС с 10-ю ЖТ.

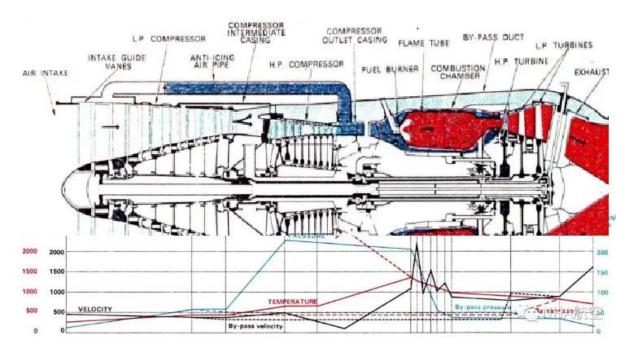


Рисунок 2.2 – Схема двигателя RB.80 Conway и изменение параметров по его тракту [52]

В 1964 г. был впервые запущен ТРДД Rolls-Royce Spey (рисунок 2.3), созданный для лайнеров Hawker Siddeley Trident, BAC One-Eleven и др. Модификации двигателя применялись и в военной авиации.

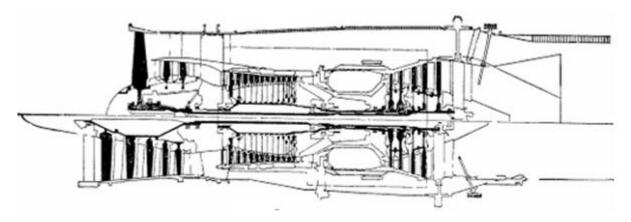


Рисунок 2.3 – Двигатели Rolls-Royce Spay RB 163 (вверху) и Мк 512 [53]

Камера сгорания трубчато-кольцевая с десятью ЖТ [53].

С 1984 г. находится в эксплуатации семейство Rolls-Royce RB.183 Тау, созданное на базе двигателя Spey, предназначенное для гражданских самолётов Boeing 727-100, и др. В 1991 году были проведены первые наземные испытания Rolls-Royce AE3007 (рисунок 2.4). Двигатель имеет общий газогенератор с турбовальным AE1107 и турбовинтовым AE2100. Установлен на самолёты Cessna Citation,

Embraer Legasy и др., а также на некоторые военные самолёты. Военное обозначение США – F137. Диапазон по тяге для двигателей семейства составляет от 28,6 до 89 кН (модификация GMA3014 ADV для 80-130-местного самолёта Regioliner RL 92/RL 122).

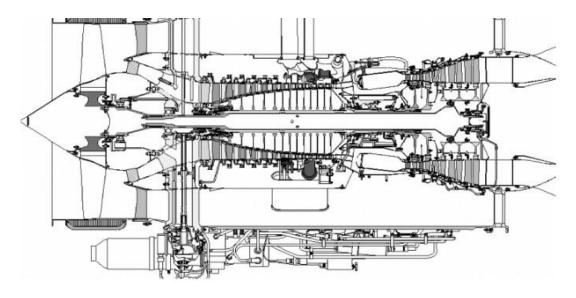


Рисунок 2.4 – Двигатель АЕ3007 [54]

На двигателе установлена кольцевая камера сгорания с 16-ю топливными форсунками [54]. Двигатель изначально разработан Allison Engine Company, принадлежащей General Motors. Ею же созданы последние модификации GMA 3010, GMA 3012 и 3014 (GMA-General Motors Allison). На них использована камера сгорания DAC (Dual Annular Combustor) – см. рисунок 2.5.

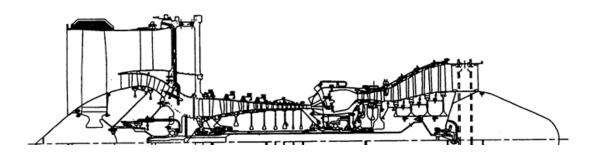


Рисунок 2.5 – Двигатель GMA 3014 ADV [55]

В 1995 году фирмы Rolls-Royce и BMW в рамках совместного предприятия BMW Rolls-Royce Aero Engines Gmbh выполнили запуск турбовентиляторного двигателя нового семейства BR700 (военное обозначение в США F130) – рисунок 2.6. Диапазон тяги семейства двигателей 68,4 – 81,2 кН.

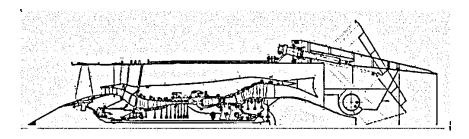


Рисунок 2.6 – Двигатель BR715 [56]

Двигатель оснащён кольцевой КС [57], показанной на рисунке 2.7.

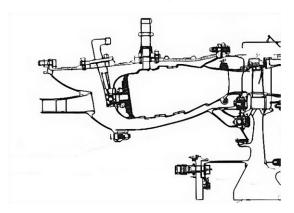


Рисунок 2.7 – КС двигателей семейства BR700

Последние модификации BR 700 оснащены новыми КС сгорания Tiled Phase 5 [58], например, BR 700-710D5-21. Это КС с плиточной (в некоторых источниках также называемой сотовой или сегментной) конструкцией жаровой трубы. На базе этих последних двигателей семейства разрабатываются такие двигатели, как Pearl 15 (рисунок 2.8), Pearl 700, Pearl 10X. На них также используются новые камеры сгорания Tiled Phase 5 [59].

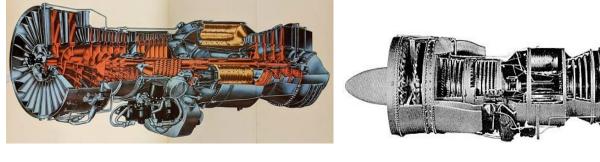


Рисунок 2.8 – Двигатель Pearl 15 [60]

В настоявшее время фирма Rolls-Royce работает над модификацией двигателя UltraFan для узкофюзеляжных самолётов.

2.1.1.2 Камеры сгорания двигателей Pratt & Whitney

В 1958 г. в противовес британскому двигателю Rolls-Royce RB.80 Conway, американская фирма Pratt & Whitney создала ТРДД Pratt & Whitney JT3D (рисунок 2.9) на базе ТРД JT3C. Двигатель применялся на самолётах DC-8. Семейство двигателей развивало тягу от 75 до 85 кН.



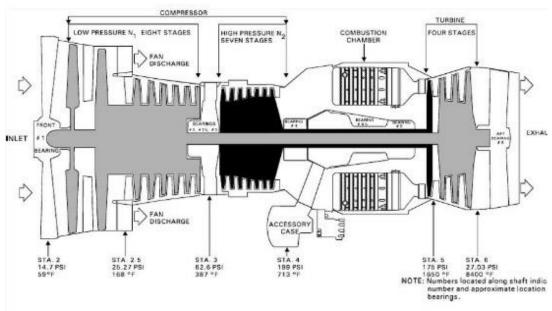


Рисунок 2.9 – Двигатель JT3D [61]

JT3D оснащался трубчато-кольцевой КС с 8-ю короткими ЖТ [53].

Двигатель Pratt & Whitney JT8D (1963 г.) был создан на базе ТРД JT8С. Двигатель (рисунок 2.10) устанавливался на Boeing 707,727,737, McDonnell DC-9, MD80, Sud Aviation Caravelle и др. Тяга двигателей семейства составляла от 54,5 до 96,5 кН. КС JT8D показана на рисунке 2.11. Она трубчато-кольцевая, с девятью ЖТ [62].

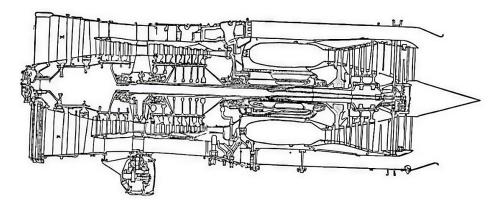


Рисунок 2.10 – Двигатель JT8D [62]

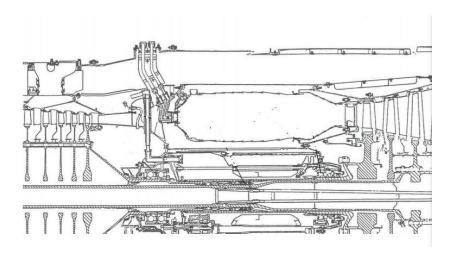


Рисунок 2.11 – КС двигателя JT8D

PW2000 (первоначально JT10D, первый запуск 1981 г, военное обозначение F117) — семейство турбовентиляторных двигателей для узкофюзеляжных самолётов с тягой от 160 до 190 кН. Первый двигатель семейства PW2037 (рисунок 2.12), использовался на узкофюзеляжном самолёте средней дальности Boeing — 757.

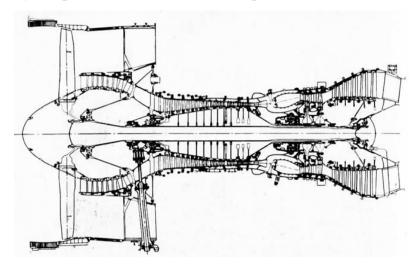


Рисунок 2.12 – Двигатель PW 2037

КС двигателя кольцевая, имеет 24 форсунки с пневмораспылом [63].

Двигатель PW6000 (рисунок 2.13), совершивший первый полёт в 2000 г., разработан для узкофюзеляжного самолёта Airbus A318. Семейство двигателей охватывает диапазон тяги от 82 до 109 кН.

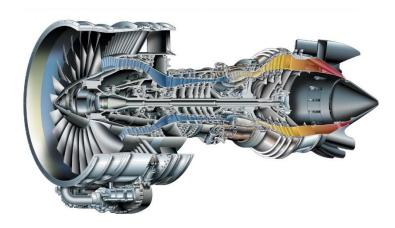


Рисунок 2.13 – Двигатель PW6000 (рисунок с рекламы Pratt & Whitney Division)

КС PW6000 – кольцевая [64], с 2005 г типа TALON II (Technology for Advanced Low NOx, Pratt & Whitney) [65, 66] (рисунок 2.14).

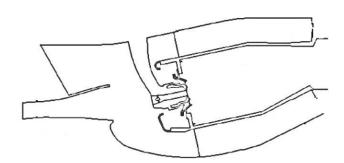


Рисунок 2.14 – КС PW6000 [67]

В 1998 году на базе PW6000 был создан опытный двигатель PW 8000 с редуктором между вентилятором и компрессором низкого давления газогенератора. Двигатель имел степень двухконтурности 11 и суммарную степень повышения давления около 40. КС типа TALON сегментной конструкции.

В 2007 году появилось новое семейство двигателей для узкофюзеляжных самолётов – Pratt & Whitney PW1000G (он же GTF) – редукторный турбовентиляторный двигатель, рисунок 2.15. Тяга двигателей семейства изменяется в диапазоне 67...160 кН [68]).

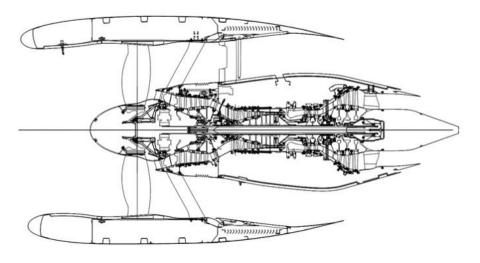


Рисунок 2.15 – Двигатель PW1000G [69]

Двигатели используются на самолётах Airbus A220, A320 neo, Embraer T-Jet E2. КС, использующаяся на двигателе-TALON X [70] – см. рисунок 2.16.

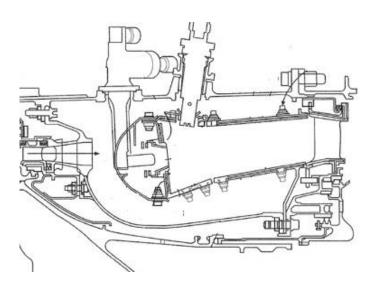


Рисунок 2.16 – КС TALON X [70]

В 2012 г. выполнен первый запуск двигателя PW800, положившего начало семейству турбовентиляторных двигателей с тягой от 44 до 85 кН. По конструкции газогенераторы семейства PW800 аналогичны газогенераторам семейства PW1000G. На двигателях используется камера сгорания TALON X [71]. Двигатель один из самых современных и экономичных в своем классе.

2.1.1.3 Камеры сгорания двигателей General Electric

В 1982 был запущен двигатель семейства CF34, разработанный на базе военного TF34. Двигатели семейства используются на региональных самолётах и бизнес-джетах. Тяга двигателей от 41 до 90,6 кН.

КС – кольцевая, необычной конструкции [53]. Имеет 18 смесительно-вихревых предкамер с двумя последовательно расположенными лопастными завихрителями. Топливо подаётся в предкамеры через спиралевидные форсунки. Затем топливовоздушная смесь последовательно проходит два завихрителя, в каждом из которых закрутка производится в разные стороны. Такая схема улучшает мелкость распыливания и снижает неоднородность поля температур на выходе из камеры сгорания. Поздние модификации 10А и 10Е (рисунок 2.17), созданы на базе двигателя СЕМ56.

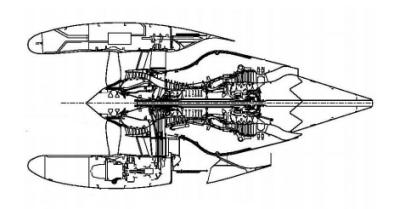


Рисунок 2.17 – Двигатель CF34-10E

2.1.1.4 Камеры сгорания двигателей CFM International

Франко-американское объединение CFM International (французская фирма Safran Aircraft Engines и американская GE Aerospace) с 1974 работали над семейством двигателей CFM 56, эксплуатация двигателей которого началась в 1982 г. Диапазон тяги двигателей семейства от 82 до 150 кН. Двигателя устанавливались как на узкофюзеляжные (Airbus A320, A318, A321, Boeing 707, 737), а также широкофюзеляжных (Airbus A340) и военных самолётах. Двигатели семейства оснащались КС двух типов [72, 73].

Большинство вариантов CFM56 имели КС типа SAC (рисунки 2.18, 2.19).

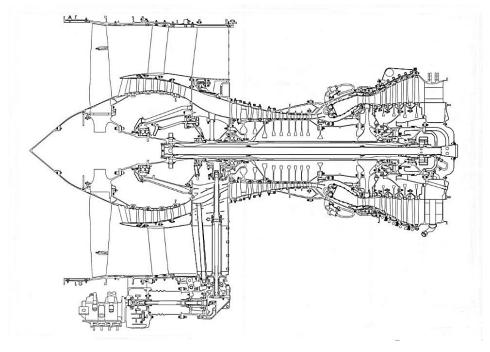


Рисунок 2.18 - CFM 56-5B [74] с КС типа SAC

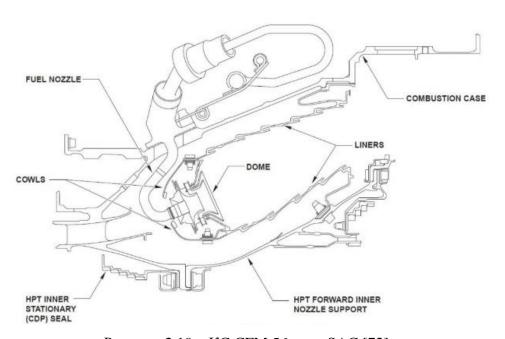


Рисунок 2.19 – КС CFM 56 типа SAC [72]

В 1989 году компания CFMI развернула работы по созданию двухъярусной (двухкольцевой по зарубежной терминологии) КС типа DAC. Она имеет две разнесённые по высоте зоны горения, работа которых обеспечивается двумя форсуночными модулями, один из которых (основной) формирует бедную смесь, а второй

(пилотный) — богатого состава, Включение зон определяется режимом работы двигателя. Это позволяет снизить выбросы не только оксидов азота (NOx), но и углекислого газа (CO₂). Первые двигатели с DAC введены в эксплуатацию в 1995 году (модификации CFM56-5В и CFM56-7В с индексами 2) - рисунок 2.20.

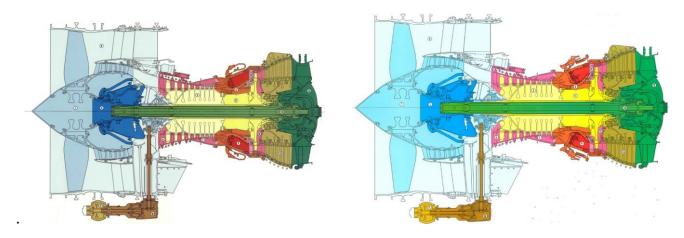


Рисунок 2.20 – Двигатель CFM56-7B с КС типа SAC (слева) и DAC (по плакатам CFM)

КС типа DAC показан на рисунке 2.21.

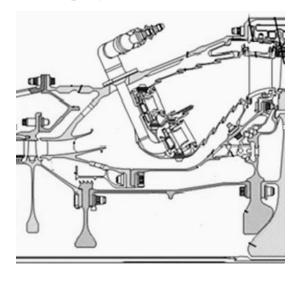


Рисунок 2.21 – КС CFM56-7B типа DAC [72]

Развитием двигателя CFM56 стал двигатель CFM International LEAP-1 (2013 г.), показанный на рисунке 2.22. Тяга для двигателей семейства изменяется от 137 до 143 кН. Двигатели применяются на самолётах Airbus A320 neo, Boeing 737 MAX, Comac C919.

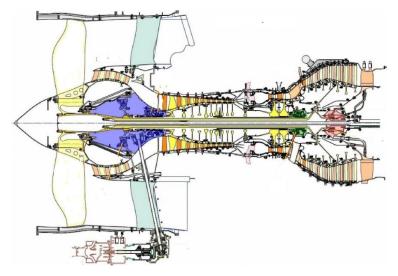


Рисунок 2.22 – Двигатель LEAP-1A (схема с плаката CFM)

Двигатель имеет камеру сгорания типа TAPS (Twin Annular Premixing Swirler) второго поколения – TAPS II [75]. Этот новый тип камеры сгорания (рисунок 2.23) начал разрабатываться компанией GE в рамках программы Tech 56. Концептуально эта конструкция подобна двухкольцевой КС, также имеет две зоны сгорания. Однако конструктивно эти зоны реализованы в виде одной большой горелки, обеспечивающей эффективную закрутку для формирования хорошо перемещанной топливовоздушной смеси. За счёт этого такая камера имеет выбросы NO на 46% меньше, чем обычная КС и на 22% меньше по сравнению с DAC.

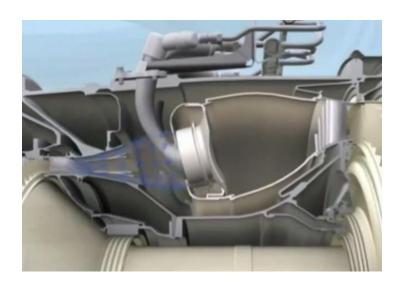


Рисунок 2.23 – КС двигателя LEAP-1

2.1.1.5 Камеры сгорания двигателей International Aero Engines

В 1989 году было начато производство двигателя V2500 (рисунок 2.24), созданного консорциумом International Aero Engines, объединившим усилия Pratt & Whitney, Rolls-Royce, Japanese Aero Engine Corporation и MTU. Семейство двигателей охватывает по тяге диапазон от 97 до 155 кН.

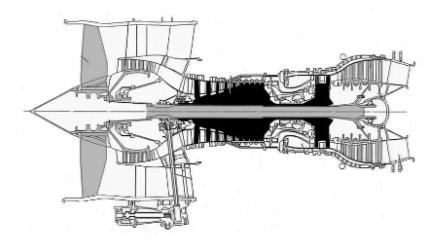


Рисунок 2.24 – Двигатель V2500 [76]

Двигателем оснащены самолёты Airbus A320 и McDonnell Douglas MD90. КС двигателя кольцевая [77], показана на рисунке 2.25.

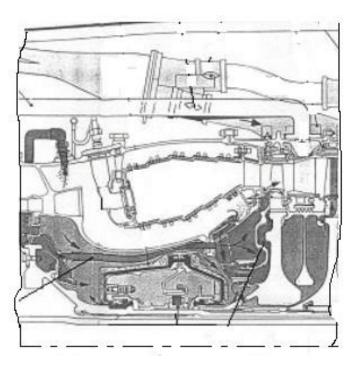


Рисунок 2.25 КС двигателя V2500 [5]

2.1.1.6 Камеры сгорания отечественных двигателей

Первым отечественным ТРДД для гражданской авиации стал Д-20П КБ П.А. Соловьёва (1955 г.) – см. рисунок 2.26. Двигатель применялся на Ту-124, тяга порядка 53 кН.

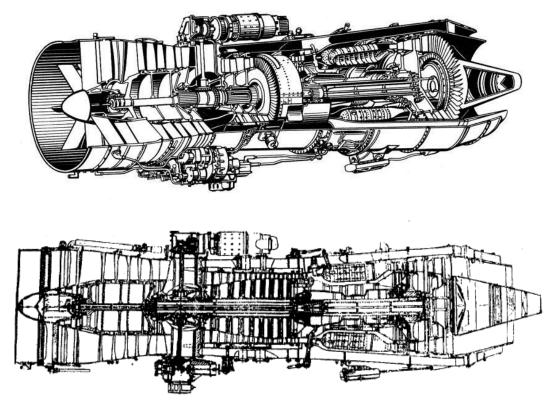


Рисунок 2.26 – Двигатель Д-20П [78]

Двигатель имел трубчато-кольцевую КС с 12-ю ЖТ [79]. За ним последовал двигатель Д-30 (1 серия, 1963 г.) – рисунок 2.27.

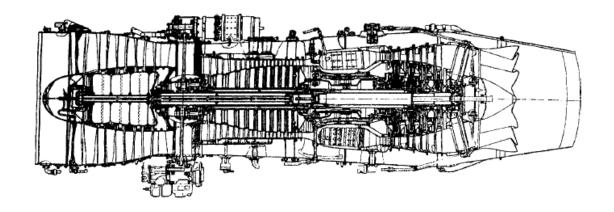


Рисунок 2.27 – Двигатель Д-30 [78, 80]

Тяга модификаций двигателя от 66,7 до 118 кН. КС – трубчато-кольцевая, 12 ЖТ [80, 81], показана на рисунке 2.28.

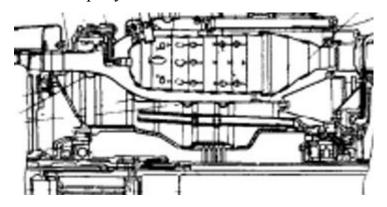


Рисунок 2.28 – КС двигателя Д-30 [80]

Двигатель выпускался несколькими сериями, а также в модификациях Д-30КП (рисунок 2.29) и Д-30КУ. Использовался на Ту-134, Ту-154 и др.

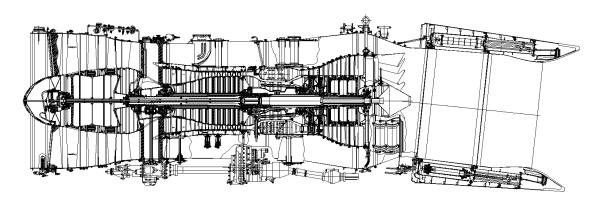


Рисунок 2.29 – Двигатель Д-30КП2 [78, 81]

Следующим отечественным ТРДД стал двигатель НК-8 (1964 г.). НК-8 (рисунок 2.30) устанавливался на самолёт Ту-154. Тяга 93...103 кН.

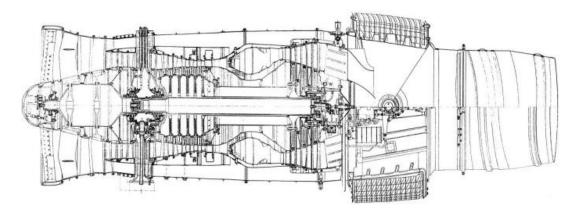


Рисунок 2.30 – Двигатель НК-8 [82]

КС кольцевая, многофорсуночная [82]. Она (рисунок 2.31) имеет 139 форсунок, размещённых в два ряда. Во внешнем ряду 35 из 70 форсунок подают топливо только на режиме малого газа, а оставшиеся форсунки обоих рядов — на основных режимах. По сути это двухзонная камера сгорания, с пилотной зоной горения для режимов малой мощности и основной-для режимов с большой тягой.

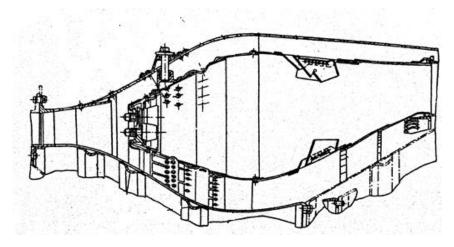


Рисунок 2.31 – КС двигателя НК-8

В 1977 году был разработан двигатель Д-36 (рисунок 2.32) для узкофюзеляжного самолёта ЯК-42. Тяга 63,7 кН.

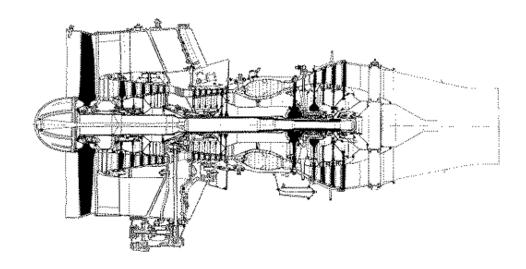


Рисунок 2.32 – Двигатель Д-36 [78]

КС двигателя – кольцевая [83], показана на рисунке 2.33.

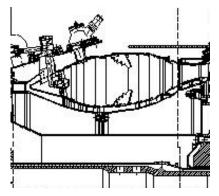


Рисунок 2.33 – КС двигателя Д-36 [83]

С 1985 была начата разработка двигателя Д-436 (рисунок 2.34) для узкофюзеляжного самолёта ближней и средней дальности Ту-334. Тяга от 73 до 88 кН.

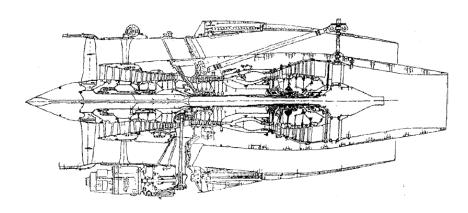


Рисунок 2.34 – Двигатель Д-436Т [78]

Его кольцевая КС, изображённая на рисунке 2.35, имеет 18 топливных форсунок (из них 4-аэрофорсунки) и два воспламенителя [79].

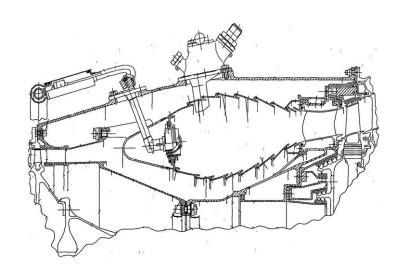


Рисунок 2.35 – КС двигателя Д-436 [78]

К 2008 году совместным предприятием при участии ПАО «ОДК-Сатурн» и французской компании «Snecma» разработан двигатель SaM146 (рисунок 2.36) для самолёта Sukhoi Superjet 100. Двигатель создан на базе CFM 56. Тяга от 68 до 79 кН.

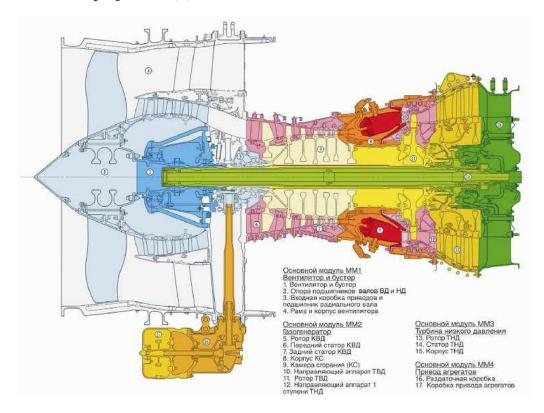


Рисунок 2.36 – Двигатель SaM146 [84]

Кольцевая КС, показанная на рисунке 2.37 разработана французской компанией [84].

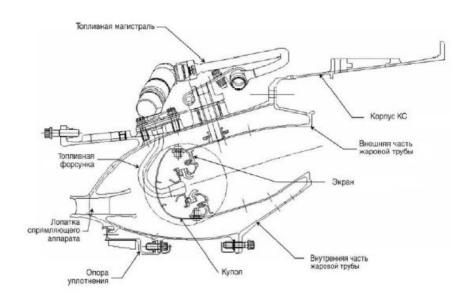


Рисунок 2.37 – КС двигателя SaM146 [84]

С 2008 года ведётся разработка двигателя ПД-14, предназначенного для МС-21 и Sukhoi Superjet 100, тягой около 137 кН – рисунок 2.38. КС – кольцевая.

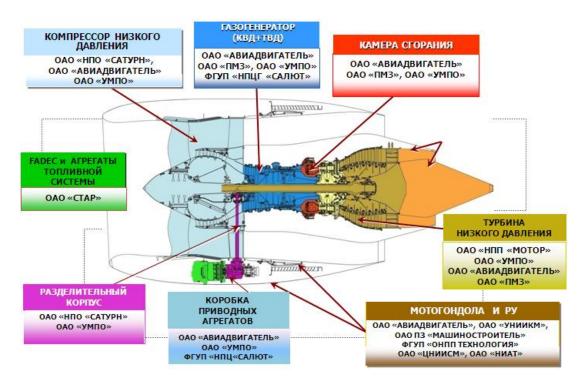


Рисунок 2.38 – Двигатель ПД-14 [85]

2.1.2. Камеры сгорания ТРДД широкофюзеляжных самолётов

2.1.2.1. Камеры сгорания двигателей Pratt & Whitney

Первым широкофюзеляжным самолётом гражданской авиации стал Воеing 747. Он оснащался двигателем Pratt & Whitney JT9D (1966 г.), тяга модификаций которого изменялась от 213 до 243 кН. Таким образом JT9D (рисунок 2.39) стал первым двигателем с высокой степенью двухконтурности для широкофюзеляжных самолётов.

КС двигателя – кольцевая [53]. Конструктивно головная часть камеры сгорания объединена с корпусом диффузора, что позволяет уменьшить расстояние между опорами валов и общую длину двигателя.

Развитием и преемником JT9D стал двигатель PW4000 (1984 г.) – рисунок 2.40. Двигателями этого семейства оснащались широкофюзеляжные самолёты Airbus 330 и Boeing 777.

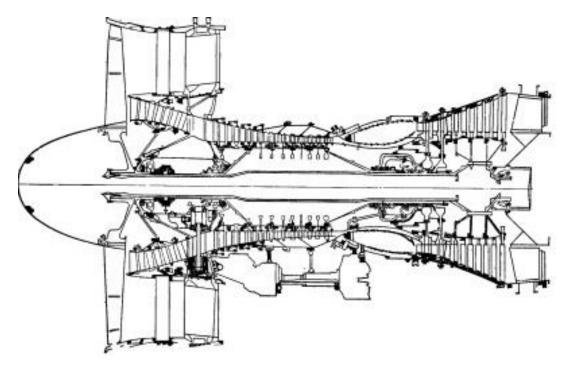


Рисунок 2.39 – Двигатель JT9D-7F [53]

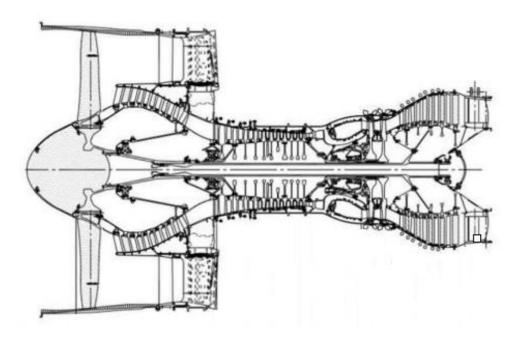


Рисунок 2.40 – Двигатель PW 4168 [86, 87]

Три серии двигателя построены на одном газогенераторе. Кольцевая КС с срывным диффузором двигателя PW4090 показана на рисунке 2.41. ЖТ имеет 24 форсунки с пневмораспылом.

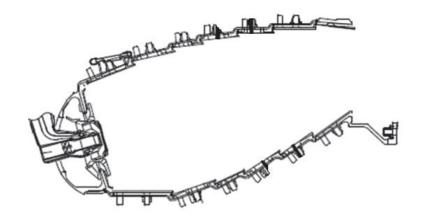


Рисунок 2.41 – КС PW4090 [88] традиционной конструкции (1997 г.)

Двигатель PW4098 (1999 г.) был оснащён КС TALON I [88], рисунок 2.42.

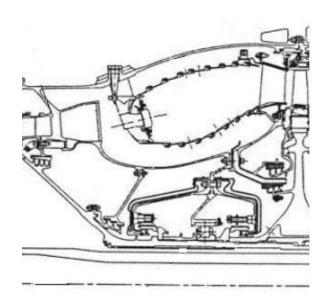


Рисунок 2.42 – КС типа TALON I [88]

На двигателях PW4158 (2000 г.) и PW4168 (2001 г.) использовались камеры сгорания TALON II [88] — рисунок 2.43.



Рисунок 2.43 – КС типа TALON II [88]

2.1.2.2 Камеры сгорания двигателей Rolls-Royce

В 1969 г. был выполнен запуск двигателя RB 211, положивший начало целому семейству турбовентиляторных двигателей с высокой степенью двухконтурности (рисунок 2.44). Первоначально двигатель разрабатывался для средне — и дальнемагистрального широкофюзеляжного самолёта Lockheed L-1011TriStar. В последствии двигатель применялся на широкофюзеляжных самолётах Boeing 747, Boeing 767 и узкофюзеляжных Boeing 757, Ту-204. Тяга двигателей семейства (рисунки 2.44... 2.46). составляет от 186 до 269 кН.

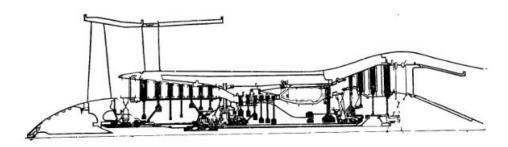
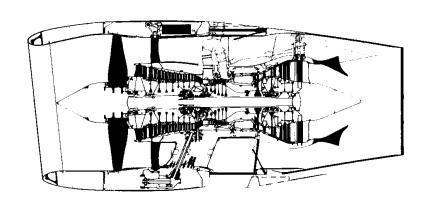


Рисунок 2.44 – Двигатель RB211-22B



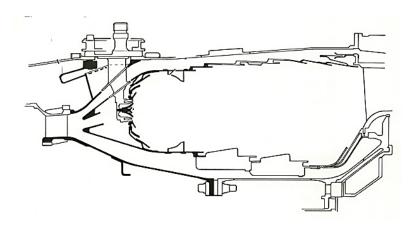


Рисунок 2.45 – Двигатель и КС RB 211-524 [89, 90]

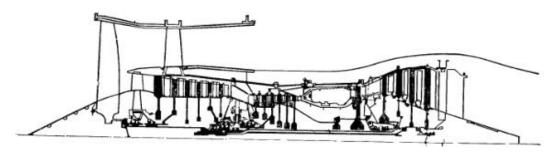


Рисунок 2.46 – Двигатель RB211-535 [91]

Большинство модификаций двигателя оснащалось однокольцевой КС с 18 форсунками с пневмораспылом [53] – см. рисунок 2.47.

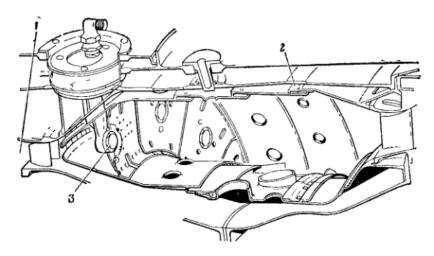


Рисунок 2.47 – КС двигателя RB211 [53]: 1 – аэродинамически незатененный вход, 2 – охлаждение стенок, 3 – форсунка с воздушным распылом

Некоторые модификации (RB 211-524G, RB 211-524 H-T и RB 211-535 E4) имели однокольцевые КС с 24 форсунками.

Двигатель RB 211 послужил конструктивной основой для семейства двигателей Trent. Разработка ТРДД Trent была начата компанией Rolls-Royce во второй половине 1980-х годов. Двигатели предназначались для средне- и дальнемагистральных лайнеров гражданской авиации.

Первым двигателем новой серии стал двигатель Trent 700 (1990 г.) – рисунок 2.48. Он устанавливается на широкофюзеляжных самолётах Airbus A330 и A340, Boeing 777, 787. Семейство двигателей Trent 700 охватывает по тяге диапазон от 300 до 316 кН. КС кольцевого типа с 24 топливными форсунками [92].

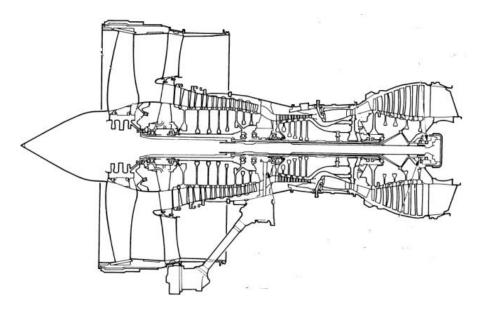


Рисунок 2.48 – Двигатель Trent 700 [92, 93]

Trent 800, первый запуск в 1993 г., разрабатывался для широкофюзеляжного лайнера Boeing 777 (рисунок 2.49). Тяга двигателей семейства изменяется в диапазоне от 340 до 413 кН. КС кольцевая, с 24 форсунками.

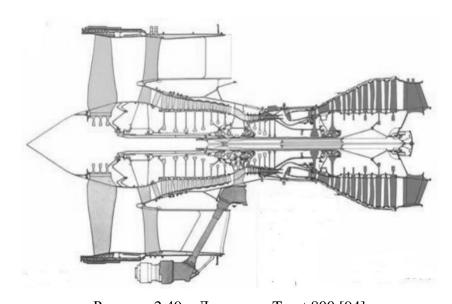


Рисунок 2.49 – Двигатель Trent 800 [94]

В 1999 году был создан двигатель Trent 500 (рисунок 2.50) для больших модификаций Airbus A340. Двигатель получен масштабированием в сторону уменьшения газогенератора Trent 800 с использованием вентилятора Trent 700.

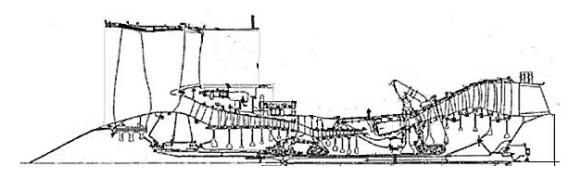


Рисунок 2.50 – Trent 500 [95, 93]

КС Trent 500 — кольцевая, с 20 форсунками [95]. Двигатель первым в семействе Trent получил КС Tiled Phase 5 ячеистой (сотовой) конструкции, с небольшим количеством воздуха на охлаждение. Впоследствии эта КС устанавливалась на все последние двигатели семейства.

В 2003 г. был запущен двигатель Trent 900 (рисунок 2.51), разработанный на базе Trent 800 и предназначенный для широкофюзеляжных Boeing 747 и Airbus A 380. КС кольцевая [54].

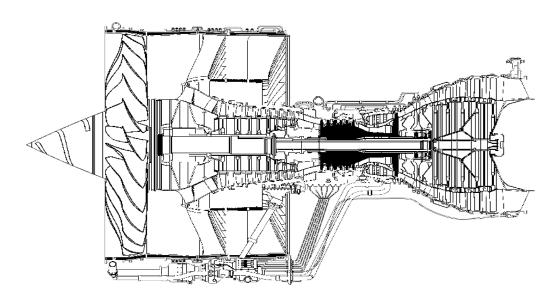


Рисунок 2.51 – Двигатель Trent 900 (с плаката Rolls-Royce Trent 900)

В 2006 году провели первый запуск двигателя Trent 1000 (рисунок 2.52), который являлся конкурентом GEnx для применения на Boeing 787. Двигатель создавался на основе масштабирования Trent 900.

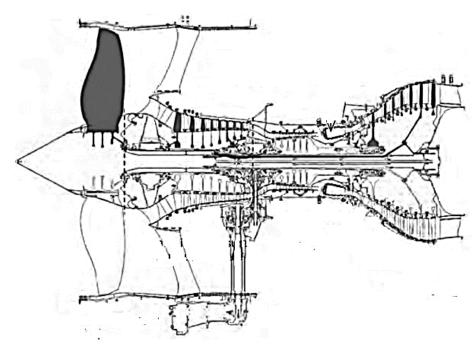


Рисунок 2.52 – Trent 1000 (c Rolls-Royce Trent 1000 presentation)

КС кольцевая, 24 форсунки. Как и на двигателях Trent 500/800/900, на Trent 1000 используется КС типа Tiled Phase 5 [93], рисунок 2.53.

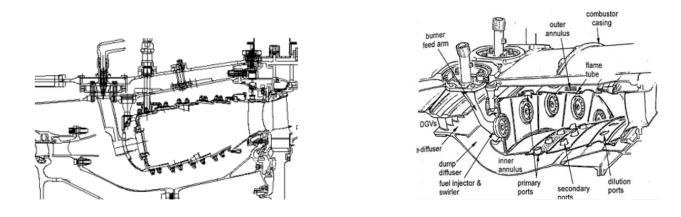


Рисунок 2.53 – КС двигателя Trent Tiled Phase 5 [58]

В 2010 г состоялся первый запуск двигателя Trent XWB (рисунок 2.54), предназначенного для Airbus A350. Это самые мощные двигатели в семействе Trent, с тягой 375–431 кН. Двигатель имеет кольцевую КС с 20 форсунками, использующую передовые материалы с высокой жаростойкостью.



Рисунок 2.54-Двигатель Trent XWB [96]

В 2015 г. впервые запушен двигатель Trent 7000 для широкофюзеляжного Airbus A330 neo. Конструкция основана на Trent 1000 и технологиях T/rent XWB (рисунок 2.55). КС – кольцевая с 18 форсунками.

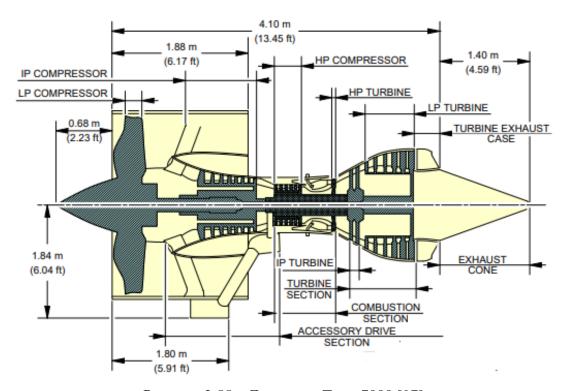


Рисунок 2.55 – Двигатель Trent 7000 [97]

В 2023 году испытан демонстратор двигателя Rolls-Royce Ultra Fan, который будет самым большим авиадвигателем мира (рисунок 2.56).

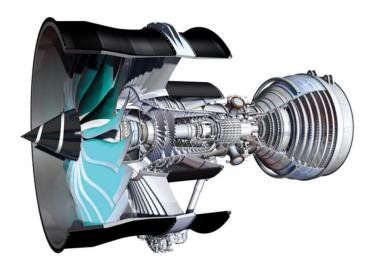


Рисунок 2.56 – Двигатель UltraFan (реклама Rolls-Royce)

2.1.2.3. Камеры сгорания двигателей General Electric

Двигатель для широкофюзеляжных самолётов General Electric CF6 (1971 г) разработан на базе двигателя с высокой степенью двухконтурности TF39 (рисунок 2.57), предназначенного для военно-транспортного самолёта. CF6 применялся на широкофюзеляжном лайнере McDonnell Douglas DC-10. Тяга двигателей семейства изменяется от 185 до 310 кН. Модификации двигателя применялись на широкофюзеляжных Airbus A 300, 310, A 330, Boeing 747, а также под наименованием F 103 и на военных самолётах.

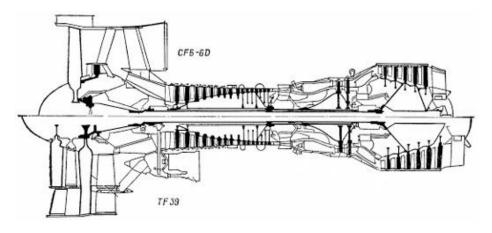


Рисунок 2.57 – Двигатель СF6 и его прототип [53]

КС кольцевого типа с 30 топливными горелками с завихрителями [53] — рисунок 2.58.

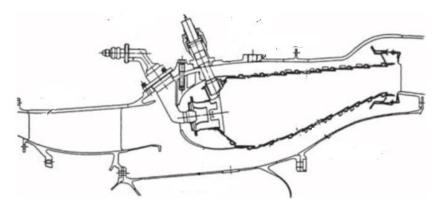


Рисунок 2.58 – KC двигателя CF6-50 [53]

Одной из последних модификаций двигателя является CF6-80C2, показанная на рисунке 2.59.

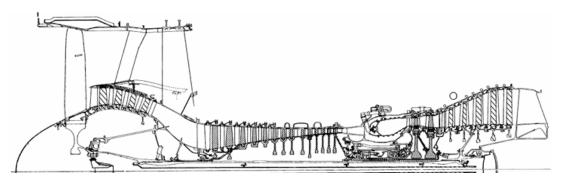


Рисунок 2.59 – Двигатель СF6-80С2 [98]

Двигатель GE90 был разработан в 1990 г. для Boeing 777. Тяга двигателей семейства составляет от 343 до 512 кH – рисунок 2.60.

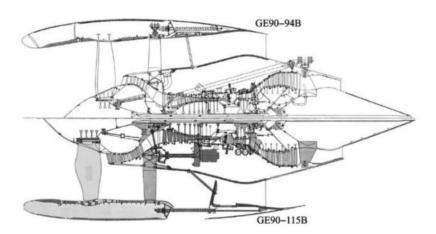


Рисунок 2.60 – Базовый двигатель GE90-94 и двигатель с повышенной тягой GE90-115 [99]

На GE90 применены КС DAC – см. рисунок 2.61.

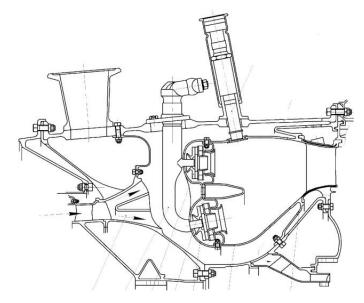


Рисунок 2.61 – KC двигателя GE90 [100]

В 2006 г. осуществлён первый запуск двигателя GEnx — рисунок 2.62. Двигатель разрабатывался для Boeing 787. Семейство двигателей пришло на смену семейству CF6. Тяга двигателей семейства GEnx изменяется в пределах 295...338 кН.

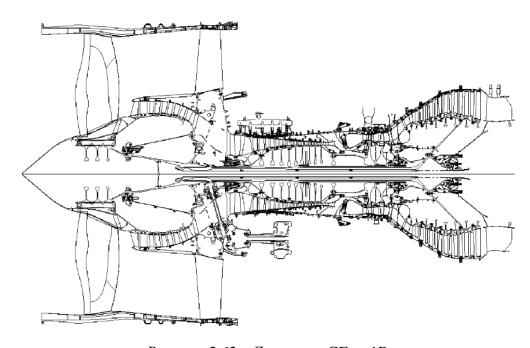


Рисунок 2.62 – Двигатель GEnx-1В

Двигатель оснащается КС типа TAPS I (2008 г.), однокольцевой с двойным закрученным потоком и двумя зонами горения за горелкой [101] – рисунок 2.63.

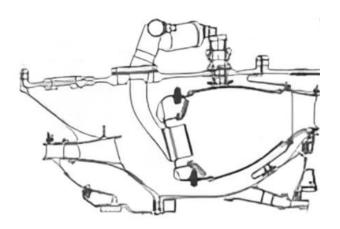


Рисунок 2.63-КС двигателя GEnx [102, 103]

В 2016 г. выполнен первый запуск двигателя GE9X (рисунок 2.64), находящегося в разработке и предназначенного для Boeing 777X. Двигатель представляет собой альтернативу двигателю Ultra Fan и разработан на основе GE90.



Рисунок 2.64 – Двигатель GE9X (с рекламы General Electric)

КС типа TAPS III [104] – рисунок 2.65. Является усовершенствованием TAPS II двигателя LEAP. В КС используются наконечники топливных форсунок, изготовленные с использованием аддитивной технологии, а также новая конструкция купола КС и внутренние и внешние части ЖТ из композитного материала с керамической матрицей (КМК), увеличивающие ресурс и снижающие расход воздуха на охлаждение ЖТ. При этом расход воздуха через ФУ наоборот увеличен. За счёт более обеднённого горения, GE9X имеет 30% запас по стандартам ICAO CAEP / 8 для NOx. При проектировании этой КС с низким уровнем выбросов, инженеры GE согласовали систему горения с самой высокой для всех двигателей GE степенью повышения давления на входе в неё (60:1).

GE начала разработку КС TAPS III в 2011 году, а в 2012 году испытала её компоненты. Испытания 2014 г. подтвердили работоспособность нижней и верхней частей жаровой трубы, впервые выполненных из КМК.



Рисунок 2.65 – КС TAPS III [104]

2.1.2.4 Камеры сгорания двигателей Engine Alliance

Engine Alliance – производитель газотурбинных двигателей в США, совместное предприятие при долевом участии GE Aerospace и Pratt & Whitney. В 2004 году выпущен первый двигатель этого альянса семейства GP7200 (рисунок 2.66) для широкофюзеляжного А-380. При проектировании применялось масштабирование двигателя GE90-115B. Тяга семейства двигателей составляет от 332 до 357 кН. Двигатели использовались на самолётах Boeing 747 и Airbus A380.

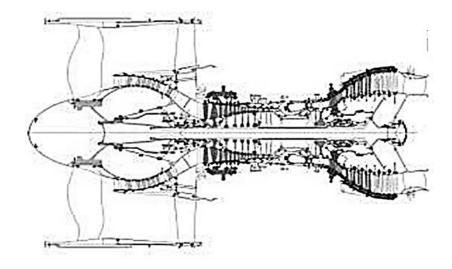


Рисунок 2.66 – Двигатель GP7200 [105]

Однокольцевая КС разработана GE и SNECMA на основе КС CF6.

2.1.2.5 Камеры сгорания отечественных двигателей

Двигатель НК-86 (1979 г), предназначался для Ил-86. Первоначально являлся модификацией двигателя НК-8 (рисунок 2.67). КС-многофорсуночная, кольцевая [106], конструктивно аналогичная КС НК-8.

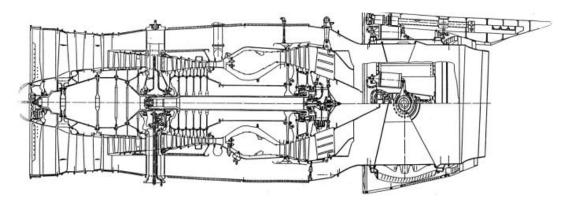


Рисунок 2.67 – Двигатель НК-86 [106]

Двигатель ПС-90, разработан (1987 г.) для ИЛ-96. а также для узкофюзеляжных Ту-204 и Ту-214 — см. рисунок 2.68.

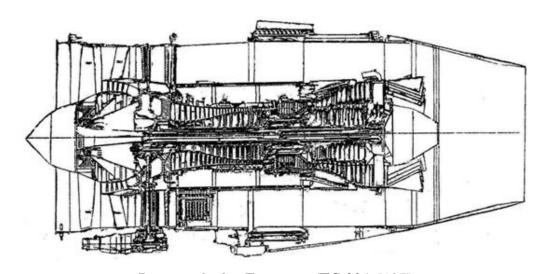


Рисунок 2.68 – Двигатель ПС-90А [107]

Двигатель оснащён КС сгорания с 12-ю ЖТ [107] — рисунок 2.69. Общий газосборник выравнивает поле температур за жаровыми трубами. Таким образом имеет место комбинированная конструкция КС — передняя часть соответствует трубчато-кольцевой, а задняя — кольцевой.

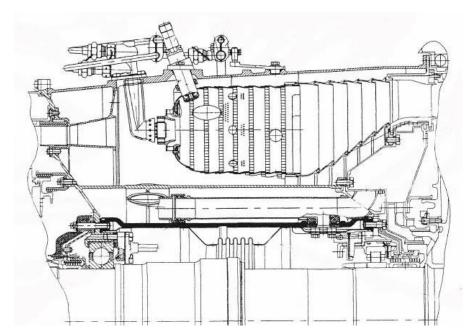


Рисунок 2.69 – КС двигателя ПС-90А [107]

2.1.3 Анализ обликов камер сгорания ТРДД

Приведённый выше обзор позволяет рассмотреть развитие КС турбовентиляторных двигателей для самолётов гражданской авиации. Если двигатели принято классифицировать по их принадлежности к определённым поколениям, то для камер сгорания удобно использовать их конструктивные признаки. Приведённое выше описание развития камер сгорания ТРДД показывает, что если на первых двигателях узкофюзеляжных самолётов использовались трубчато-кольцевые КС (Д-20П, Д-30, RB.80 Conway, Rolls-Royce Spay, JT3D, JT8D), то относительно быстро произошёл переход на кольцевые КС, которые применялись уже в первых двигателях широкофюзеляжных самолётов. Именно этим типом КС в настоящее время оснащаются все двигатели как широко-, так и узкофюзеляжных самолётов.

Первым широкофюзеляжным самолётом стал Boeing-747 (1969 г.), для которого был спроектирован двигатель с высокой степенью двухконтурности JT9D, за которым последовали CF6 (на базе TF39 военно-транспортного самолёта) и RB 211. Все три двигателя имели кольцевые КС (см. рисунок 2.70) и однорядное расположение форсунок.

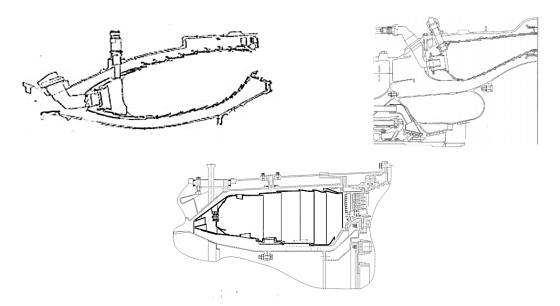


Рисунок 2.70 – КС (слева направо) JT9D, CF6, RB211

КС RB211 имела 18 топливных форсунок, с однорядным их расположением на ранних модификациях и 24 форсунки на модификациях G и H, КС CF6 имела 30 форсунок, а JT9D – 20. Интересно рассмотреть соотношение параметров на входе и выходе данных КС, которые важны с точки зрения реализации рабочего процесса. Для ранних JT9D суммарная степень повышения изменялась от 22 до 29,4; CF6 – от 16,8 до 29,4; а RB211 – в районе 25. По температуре газа перед турбиной на ранних модификациях достигались следующие максимальные значения: JT9D – 1075K, CF6 – 1473K, RB211 – 1550 К. В среднем суммарные степени повышения давления у трёх двигателей примерно равны, а температуры на входе в турбину у CF6 и RB211 существенно выше, чем у JT9 (на поздних модификациях повышена до 1517 К). С учётом трёхвальной конструкции, самым инновационным из трёх двигателей был RB211.

В 80-х годах прошлого столетия выработалась схема реализации рабочего процесса, иногда называемая типичной (или традиционной) – (рисунок 2.71) [5].

Иногда первичную зону (зону горения) разделяют на две зоны — циркуляции и догорания топлива (промежуточную зону). В зоне смешения продукты сгорания разбавляются воздухом таким образом, что на выходе из КС формируется необходимое поле температур для обеспечения работоспособности турбины [5].

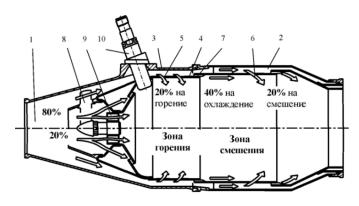


Рисунок 2.71 — Общая схема и распределение воздуха в КС [5]: 1 - диффузор; 2 — кольцевые каналы; 3 — корпус КС; 4 — жаровая труба; 5 — отверстия первичной зоны; 6 — отверстия зоны смешения; 7 — отверстия охлаждения; 8 — топливная форсунка; 9 — фронтовое устройство; 10 — свеча зажигания

По мере ужесточения экологических требований к газотурбинным двигателям, на смену этой технологии горения стали приходить камеры с двумя зонами горения и оптимизацией их работы по режимам двигателя. К одним из первых КС такого типа можно отнести многофорсуночные КС отечественных двигателей НК-8 и НК-86 (рисунок 2.72).

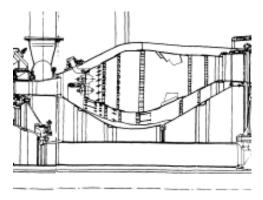


Рисунок 2.72 – Многофорсуночная КС НК-86

Отечественным ответом на появление зарубежных широкофюзеляжных самолётов стал аэробус Ил-86. Из-за отсутствия времени на разработку для него абсолютно нового двигателя, было решено разработать модификацию существующего двигателя НК-8, позднее ставшую двигателем НК-86. Он имел более низкую степень двухконтурности и температуру газа перед турбиной (1260-1280 К). Однако, этот двигатель унаследовал от НК-8 такую конструктивную новинку, как

многофорсуночная КС, обеспечивающую хорошую равномерность поля температур газа на входе в турбину, высокую надёжность и бездымность. Её облик стал отличительной особенностью последующих двигателей НК, а конструкция — весьма актуальной по заложенным в ней техническим решениям и на сегодняшний день.

Первым отечественным двигателем с высокой степенью двухконтурности стал трёхвальный Д-18Т, появившийся позднее, как ответ на американский ТF39. По ряду характеристик он был на уровне лучших образцов своего времени, однако из-за высокой тяги и расхода топлива этот двигатель не подходил для пассажирских самолётов и впоследствии использовался только на сверхтяжёлых транспортных — АН-124 и АН-225. Его камера сгорания имела традиционную конструкцию.

За рубежом схема КС НК-8 значительно позже трансформировалась в КС DAC (с 1995 г.), которые устанавливались на двигатели CFM 56-5В, CFM56-7В, а также GE90-94В, GE90-115В и др. (рисунок 2.73). Такая камера сгорания имеет две зоны горения, распределённые по высоте: пилотную и основную, работающие на разных режимах.

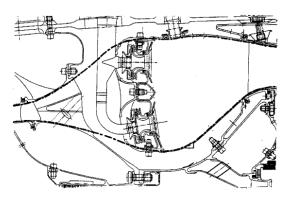


Рисунок 2.73 – Камера сгорания типа DAC GE90

В настоящее время на смену DAC пришли две новых основных технологии горения: RQL и TAPS.

При использовании технологии RQL как и в типичных КС реализуется горение богатой смеси, но затем следует быстрое перемешивание и горение бедной смеси. По сути это двухзонная КС, но с последовательным расположением зон. На таком принципе работают КС типа TALON, TALON II, TALON X фирмы Pratt & Whitney (PW4158, PW4168, PW6000, PW1000G и др.), а также КС Tiled Phase 5 фирмы Rolls-Royce (двигатели Trent 500/800/900/1000 и др.) – рисунок 2.74.

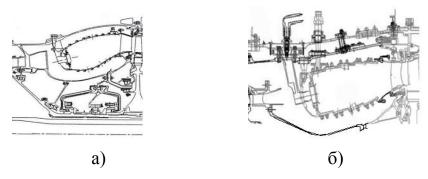


Рисунок 2.74 – Камеры сгорания TALON II (а) и RR Tiled Phase 5 (б)

Фирма General Electric в своих современных КС применяет технологию TAPS с предварительным смешением топлива с воздухом до их поступления в ЖТ с помощью аэрофорсунок, размещённые в специальных воздушных завихрителях (двигатели GEnx, LEAP-1, GE9X и др.). Система TAPS I поколения была применена на двигателе GEnx (рисунок 2.75), который был развитием GE90. Распределение воздуха в этой системе существенно отличалось от традиционного (70 % проходило через смесительное устройство и 30 % на охлаждение). Система второго поколения (TAPS II) была разработана для двигателя LEAP узкофюзеляжных самолётов. Наиболее совершенной является система третьего поколения (TAPS III) для GE9X. Её особенность — широкое использование композиционных материалов и применение аддитивных технологий для производства элементов форсунок и смесителей. Применение керамики позволяет уменьшить расход воздуха на охлаждение стенок жаровой трубы и перспективно с точки зрения дальнейшего уменьшения длины камеры сгорания.

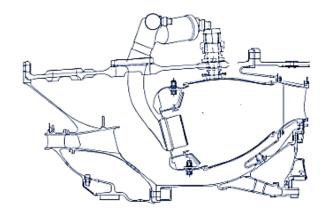


Рисунок 2.75 – Камера сгорания TAPS I GEnx

Использование технологий RQL и TAPS изменяет и распределение воздуха в КС и её облик – рисунок 2.76.

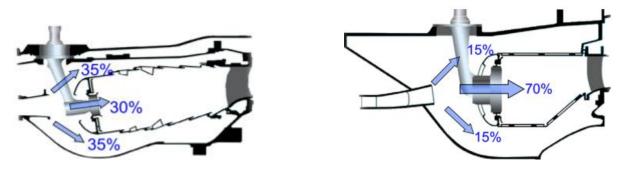


Рисунок 2.76 – Распределение воздуха в КС RQL (слева) и TAPS [58]

Это объясняется тем, что организация горения бедной смеси при прочих равных условиях требует увеличения размеров фронтового устройства.

Выполненный анализ развития авиационных ТРДД для гражданской авиации, позволил выделить три основных конструктивных типа современных малоэмиссионных КС: TAPS, TALON и Tiled Phase 5. Две последних реализуют технологию RQL. В настоящее время на начальных этапах проектирования авиационных газотурбинных двигателей для анализа и выбора их оптимальной компоновки, целесообразно использовать облики именно этих КС, как прошедших проверку в эксплуатации и подтвердивших свою работоспособность, эффективность и обеспечивших выполнение основных перспективных требований к ним, в том числе по экологическим характеристикам. Визуально облики современных камер сгорания отличаются от обликов камер сгорания предыдущих поколений:

- наличием угла наклона оси КС к оси двигателя;
- меньшей длиной по оси двигателя;
- увеличенным размером фронтового устройства;
- меньшими размерами максимального диаметра КС по отношению к диаметру вентилятора.

Для оценки этих изменений необходимы исследования геометрических соотношений КС и ТРДД, а для построения обликов конкретных прототипов проектируемых КС – рассмотрение размеров их элементов.

2.2 Статистический анализ параметров камер сгорания и ТРДД самолётов гражданской авиации

2.2.1 Зависимости параметров камер сгорания и ТРДД узкофюзеляжных самолётов

С позиций развития процесса проектирования, создание КС ГТД предполагает в начале создание её цифровой модели, которая затем реализуется в виде натурного изделия и его цифрового двойника. С этой точки зрения облик КС, как упрощённая копия определённого физического объекта, позволяет уже на начальных этапах его проектирования оптимизировать этот процесс и повысить его эффективность за счёт выбора верного конструкторского решения. Ведь именно на начальных этапах проектирования имеется очень малое количество математических моделей, которые можно использовать, а само представление о объекте, в плане конструкции и рабочего процесса достаточно условно или отсутствует. Опыт разработки газотурбинных двигателей и их КС подтверждает тесную взаимосвязь между математическими моделями изделий, в том числе их обликами, и различными видами данных по ним, полученных затем в натурных испытаниях. Этот опыт в настоящее время в рамках понятия о цифровом двойнике, может рассматриваться как часть совокупной информации об объекте на этапах его жизненного цикла [108] и позволяет оценить возможности различных изделий. Статистический анализ данных по КС ТРДД гражданской авиации также позволит более эффективно использовать программный аналог реального изделия в виде термогазодинамического расчёта для создания новых двигателей на основе понимания достижимости определённых значений параметров цикла, а в перспективе и в плане оценки размеров и массы создаваемого двигателя. Этот расчёт является основной базой для разработки двигателя и его элементов на начальных этапах проектирования и как достаточно эффективный инструмент уже в настоящее время проводит оценку не только характеристик создаваемого двигателя, но и возможности летательного аппарата оснащаемого им [109, 110].

С другой стороны, пока возможности этого инструмента по определению конструктивного облика и геометрии элементов двигателя (компрессора, КС, тур-

бины) минимальны и в основном ограничиваются определением размеров наиболее характерных поперечных сечений двигателя. КС, является одним из самых проблемных узлов ТРДД с точки зрения проектирования, поэтому на всех этапах её создания и, особенно на начальных, необходимо использовать массив статистических данных по существующим камерам сгорания ГТД.

Для понимания достигнутых уровней параметров цикла ТРДД гражданской авиации, определяющих условия работы КС, а также их взаимосвязей с её размерами и формой, в ходе исследования рассмотрены данные по КС и ТРДД двигателей узко- и широкофюзеляжных самолётов [111–113].

В начале было рассмотрено 49 двигателей узкофюзеляжных самолётов, таких как НК-8, Д-30, JT8D, Rolls-RoyceSpay, Rolls-Royce BR700, V2500, PW2000, PW6000, SaM 146, PW1100G, Д-436, CF34-10, CFM56, CFM LEAP-1 и др. Данные по двигателям, в виде параметров цикла, были взяты из [114–118, 119,132], приведённых в подразделе 2.1 источников, а также из рекламы производителей двигателей. Полученные на основе собранных данных зависимости представлены в подразделе 2.2 работы, а сами данные в виде таблиц в приложении.

На рисунке 2.77 представлено изменение взлётной тяги для рассматриваемой выборки двигателей узкофюзеляжных самолётов по годам их разработки.

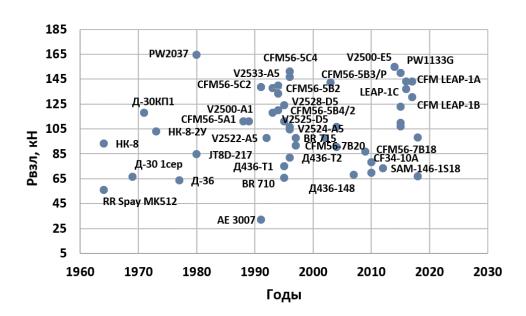


Рисунок 2.77 – Изменение взлётной тяги по годам разработки для двигателей узкофюзеляжных самолётов

Видно, что взлётная тяга рассматриваемых двигателей находится в диапазоне от 30 до 165 кН и увеличилась для современных ТРДД примерно в 5,5 раз по сравнению с первыми ТРДД. При этом верхняя граница определяется не годом разработки двигателя, а потребностями летательных аппаратов для обеспечения их тяговооружённости. Для оценки расхода рабочего тела через внутренний контур ТРДД могут использоваться зависимости изменения расхода и степени двухконтурности – рисунки 2.78, 2.79.

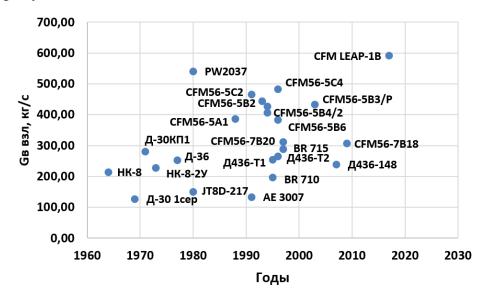


Рисунок 2.78 – Изменение расхода воздуха на взлётном режиме по годам разработки для двигателей узкофюзеляжных самолётов

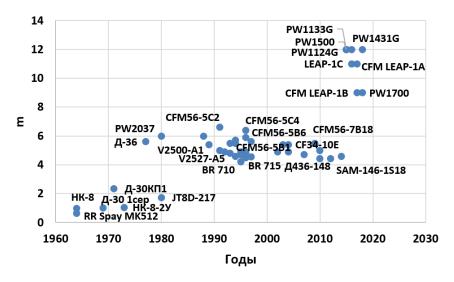


Рисунок 2.79-Изменение степени двухконтурности по годам разработки для двигателей узкофюзеляжных самолётов

Значения расхода воздуха через внутренний контур ТРДД соответствует расходу воздуха через КС и важны для расчёта её облика.

Для проектирования КС чрезвычайно важны значения полной степени повышения давления и температура газа на входе в турбину, характеризующие изменение состояния рабочего тела в КС (рисунки 2.80, 2.81). Эти параметры определяют совершенство двигателя в целом, а также уровень выдвигаемых для КС требований (экологических, ресурсных и т.д.). Анализ приведённых графиков показывает, что полная степень повышения давления в ходе развития рассматриваемой выборки двигателей от ІІІ к V поколению изменилась по предельным значениям примерно в 4 раза, а температура на входе в турбину на 700 К и более.

При этом в конструкциях камер сгорания двигателей узкофюзеляжных самолётов произошёл переход от кольцевых камер с типичной схемой организации рабочего процесса (SAC), к двухзонным камерам сгорания, вначале к DAC, а затем к SAC TAPS и SAC RQL.

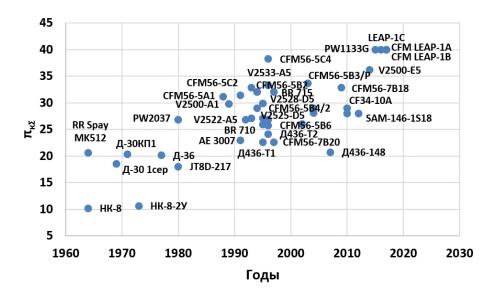


Рисунок 2.80 – Изменение полной степени повышения давления по годам разработки для двигателей узкофюзеляжных самолётов

Использование новых технологий позволило выполнить современные нормативы по экологии и достичь необходимых уровней удельного расхода топлива.

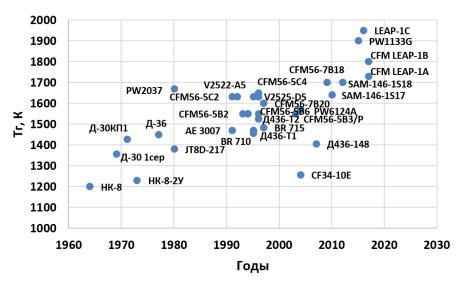


Рисунок 2.81 – Изменение температуры на входе в турбину по годам разработки для двигателей узкофюзеляжных самолётов

Приведённые графики позволяют оценить возможность использования различных конструктивных решений в проектируемой КС с точки зрения достижения определённых уровней полной степени повышения давления и температуры перед турбиной. Видно, что КС выполненные по технологиям TAPS и RQL обеспечивают более высокие уровни параметров цикла, чем камеры сгорания традиционного типа.

На рисунке 2.82 представлено изображение взаимосвязи между степенью повышения давления в компрессоре и температурой на входе в турбину. По нему ориентируясь на заданные значения параметров цикла можно в первом приближении выбрать прототип в виде конкретной КС.

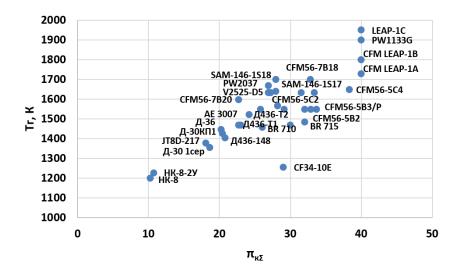


Рисунок 2.82 – Взаимосвязь между полной степенью повышения давления в компрессоре и температурой на входе в турбину

Таким образом, ряд приведённых выше зависимостей может служить основой для выбора камеры сгорания – прототипа на начальных этапах проектирования ТРДД и способствовать таким образом ускорению построения облика проектируемой камеры сгорания и её дальнейшей разработке.

2.2.2 Зависимости параметров камер сгорания и ТРДД широкофюзеляжных самолётов

До настоящего времени, из-за роста объёмов пассажирских перевозок класс двигателей широкофюзеляжных пассажирских самолётов являлся лидером по наличию инновационных решений и их внедрению в производство.

Для исследования камер сгорания широкофюзеляжных самолётов в работе были подобраны и рассмотрены данные основных двигателей самолётов этого класса, использовавшихся на них в разное время: JT9D, CF6, RB211, HK-86, Д-18Т, ПС-90, GEnx, GE90, GP7200, Trent, PW4000, и др., их модификаций и некоторых опытных образцов (всего 54 штуки). Использовались те же источники, что и для узкофюзеляжных самолётов, а также сайты фирм-производителей.

На рисунке 2.83 показано изменение тяги на взлётном режиме, по годам разработки рассматриваемых ТРДД.

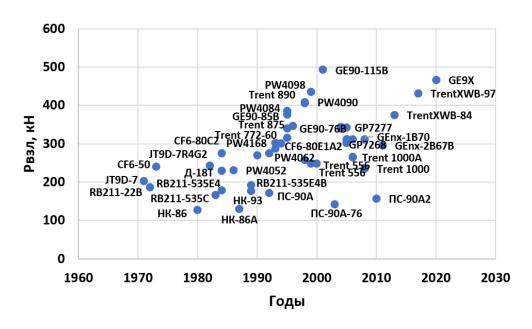


Рисунок 2.83 — Диапазон изменения взлётной тяги по годам разработки для двигателей широкофюзеляжных самолётов

Из рисунка 2.83 видно, что значения взлётной тяги, являющейся важнейшей характеристикой ТРДД широкофюзеляжных самолётов с момента их появления по настоящее время выросли примерно от 120 до 500 кH, то есть более чем в 4 раза.

Рост тяги ТРДД связан с увеличением расхода воздуха через него, который на взлётном режиме также вырос более чем в 4 раза (рисунок 2.84).

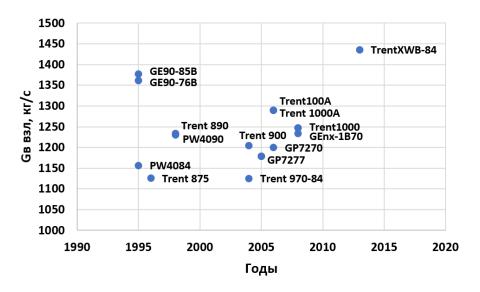


Рисунок 2.84 — Изменение расхода воздуха на взлётном режиме по годам разработки для двигателей широкофюзеляжных самолётов

Для обеспечения высокого КПД и тяги в ТРДД с появлением широкофюзеляжных самолётов наметилась тенденция к увеличению степени двухконтурности. По этой причине эти двигатели и получили название турбовентиляторных или двигателей с высокой (более 2) степенью двухконтурности. Из представленного на рисунке 2.85 изменения значения степени двухконтурности видно, что оно изменилось для серийных двигателей от 1,18 до 11. Наибольшее значение степени двухконтурности имеет опытный НК 93 [79].

Значения степени двухконтурности и расхода воздуха через двигатель позволяют оценить расход воздуха через КС.

Для оценки динамики изменения суммарной степени повышения давления и температуры газа на входе в турбину были рассмотрены данные по основным ТРДД широкофюзеляжных самолётов и их модификациям с 1970 годов по настоящее время (рисунки 2.86, 2.87).

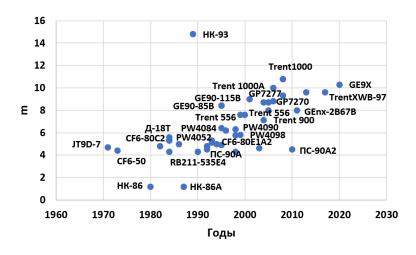


Рисунок 2.85 – Изменение степени двухконтурности по годам разработки двигателей широкофюзеляжных самолётов

Анализ изменения суммарной степени повышения давления на рисунке 2.86 показывает, что с момента появления ТРДД широкофюзеляжных самолётов она выросла более чем в 5 раз, что превышает изменение этой величины для узкофюзеляжных самолётов.

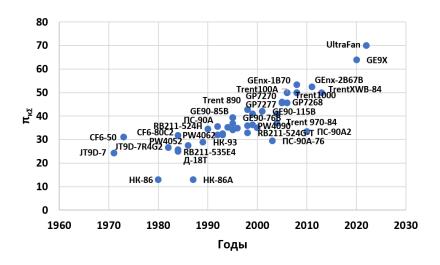


Рисунок 2.86 – Изменение суммарной степени повышения давления двигателей широкофюзеляжных самолётов по годам

Как показывает рисунок 2.87, за тот же период температура газа на входе в турбину выросла примерно на 800 К, то есть также больше чем при развитии ТРДД узкофюзеляжных самолётов. В абсолютных величинах суммарная степень повышения давления выросла примерно с 25 до 70, а температура газа перед турбиной – с 1500 до 2200 К. Реальные цифры для эксплуатирующийся в настоящее

время двигателей несколько ниже и составляют соответственно 55 и 1950 К. Эти цифры отражают общее состояние двигателестроительной отрасли мирового авиапрома и характеризуют достигнутый уровень технологий проектирования и производства. Так, рост температуры на выходе из камеры сгорания выдвигает особые требования к её конструкции и системе охлаждения, что, например, нашло отражение в появлении сегментных жаровых труб.

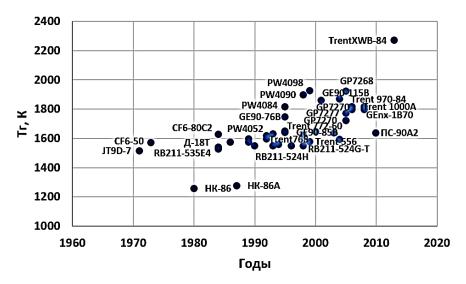


Рисунок 2.87 – Изменение температуры газа на входе в турбину двигателей широкофюзеляжных самолётов по годам

Картина взаимосвязей температуры перед турбиной и степени повышения давления показана на рисунке 2.88.

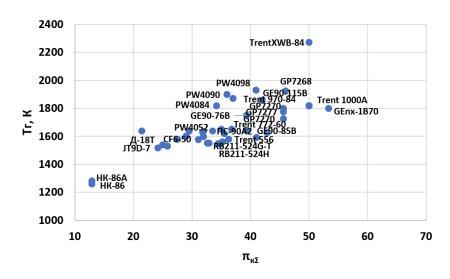


Рисунок 2.88 – Взаимосвязь температуры перед турбиной и степени повышения давления

2.2.3 Геометрические соотношения камер сгорания и ТРДД

На начальных этапах проектирования важно получить представление о габаритах проектируемого двигателя, поэтому важно установить взаимосвязи между размерами его узлов. В рамках работы был выполнен анализ некоторых геометрических соотношений для КС основных ТРДД самолётов гражданской авиации. Выше отмечалось, что грань между двигателями узко- и широкофюзеляжных самолётов достаточно условна, так как существуют двигатели, применяющиеся на двух типах самолётов. Поэтому анализ геометрии двигателя и КС проводился одновременно для двигателей узко- и широкофюзеляжных самолётов. По схемам и чертежам 37 двигателей были выполнены замеры следующих размеров: Dвдиаметр вентилятора; Dкс — максимальный диаметр КС; L — расстояние между передними кромками лопаток вентилятора и выходными кромками лопаток турбины; Lкс — длина КС; Н-максимальная высота профиля КС (см. рисунок 2.89).

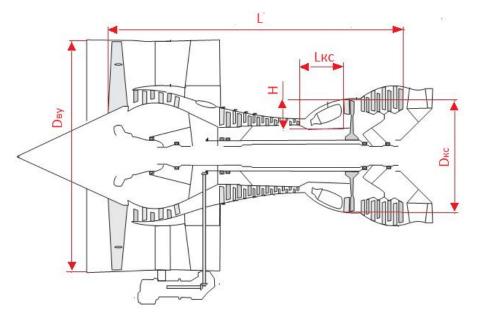


Рисунок 2.89 – Схема обозначений геометрических параметров

На рисунке 2.90 показано изменение отношения диаметра входа в двигатель (или диаметр вентилятора) к максимальному диаметру камеры сгорания. Видно, что диаметральные размеры современных ТРДД определяются размерами венти-

лятора, а не КС, и демонстрирует постоянное уменьшение относительного диаметра КС (Dкc/Dв). С момента появления ТРДД он снизился в среднем в 4,5 раза, и его величина составляет для большинства современных двигателей около 0,25.

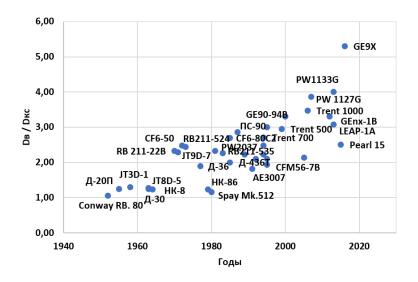


Рисунок 2.90 – Изменение отношения диаметра вентилятора к максимальному диаметру камеры сгорания

На рисунке 2.91 показано изменение отношения расстояния от входа в вентилятор до выхода из турбины, к длине КС. По представленным данным 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). Из представленных данных также видно, что камеры сгорания типа TAPS и DAC имеют меньшую длину по отношению к выбранному характерному размеру для двигателя, чем другие типы КС.

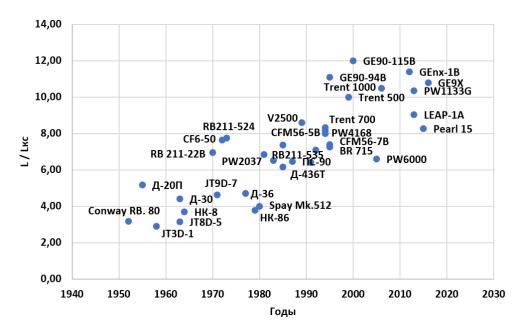


Рисунок 2.91 – Изменение отношения расстоянию от входа в вентилятор до выхода из турбины к длине камеры сгорания

При этом из-за использования различных схем размещения опор вала(ов) длина КС способна повлиять на длину двигателя в целом.

При формировании облика КС и определении размеров ТРДД на начальных этапах его проектирования важно иметь оценку предельных размеров КС. Рассмотрим в качестве таких размеров длину КС от направляющего аппарата последней ступени компрессора до соплового аппарата турбины и максимальную высоту профиля КС. Данные о отношении этих величин представлены на рисунке 2.92. Соотношение этих размеров показывает, что в ходе развития ТРДД от III к V поколению длина камеры сгорания сократилась в среднем более чем в 2,5 раза и для новейших двигателей имеет значение менее 2.

Анализ тренда изменения отношения длины камеры сгорания к максимальной высоте её профиля показывает, что в среднем это отношение снизилось с 3,5 до 1,5. Причём наименьшие значения соответствуют камерам сгорания типа DAC и TAPS, затем следуют камеры RQL. Однако камера сгорания типа DAC, ввиду наличия двух рядов форсунок, изначально имеет большее значение максимальной высоты профиля, и утверждать, что её абсолютная длина будет меньше, чем у камеры сгорания типа TAPS, не совсем корректно.

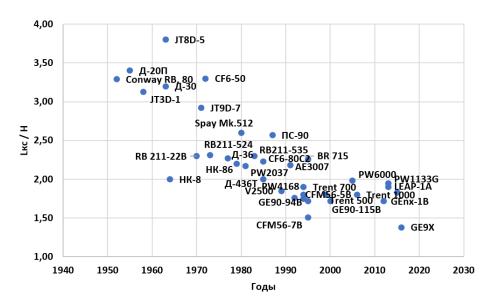


Рисунок 2.92 – Изменение отношения длины камеры сгорания к высоте её профиля

На рисунке 2.93 показана взаимосвязь между изменением отношений Dв/Dкс и L/Lкс. Она демонстрирует характер изменения диаметральных и линейных размеров камеры сгорания и двигателя.

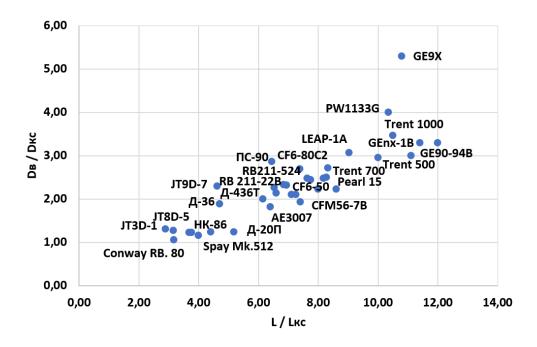


Рисунок 2.93 – Взаимосвязь изменения диаметральных и линейных размеров двигателя и камеры сгорания

Из рисунка 2.93 видно уменьшение как диаметральных, так и линейных размеров камеры сгорания по отношению к размерам двигателя.

На рисунках 2.94 - 2.95 представлены зависимости относительных размеров камеры сгорания от параметров цикла ТРДД.

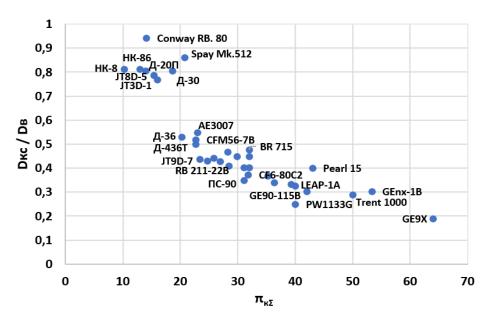


Рисунок 2.94 — Зависимость диаметральных размеров камеры сгорания от степени повышения давления

Зависимости приведённые на рисунках 2.93-2.95 позволяют оценить максимальные размеры КС относительно двигателя по диаметру и длине на начальных этапах проектирования.

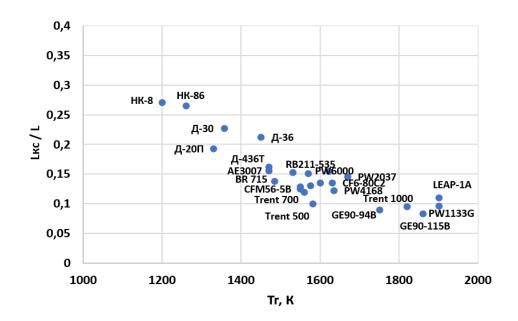


Рисунок 2.95 – Зависимость относительной длины камеры сгорания от температуры на входе в турбину

Полученные зависимости (рисунки 2.95, 2.94) могут быть оформлены в виде отдельных, отражающих средние значения, линий для двигателей узко- и широкофюзеляжных самолётов — рисунки 2.96, 2.97. Синий цвет соответствует ТРДД узкофюзеляжных, а оранжевый-ТРДД широкофюзеляжных самолётов.

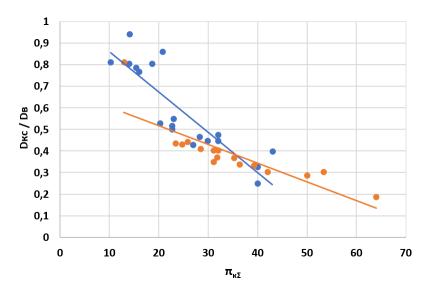


Рисунок 2.96 – Зависимость диаметральных размеров камеры сгорания от степени повышения давления

В виде формул зависимости (рисунок 2.96) могут быть представлены в следующем виде: ТРДД узкофюзеляжных самолётов: $D\kappa c / DB = -0.0187 \ \pi \kappa \Sigma + 1.047$; ТРДД широкофюзеляжных самолётов: $D\kappa c / DB = -0.0087 \ \pi \kappa \Sigma + 0.6917$.

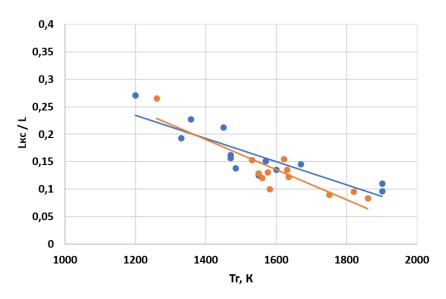


Рисунок 2.97 – Зависимость относительной длины камеры сгорания от температуры на входе в турбину

В виде формул зависимости (рисунок 2.97) могут быть представлены в следующем виде: ТРДД узкофюзеляжных самолётов: L кc / L = -0,0002 Tr + 0,4885; ТРДД широкофюзеляжных самолётов: L kc / L = -0,0003 Tr + 0,5731.

Приведённые выше данные отражают существенную зависимость облика КС от её принадлежности к конкретному поколению двигателей. На начальных этапах проектирования ТРДД их можно использовать в качестве оценочных, с целью сравнения различных вариантов КС и выбора позволяющего удовлетворить заданным массо-габаритным требованиям. Эти статистические данные также можно использовать при оценке созданного облика КС на предмет его соответствия современному уровню.

2.3 Оценка возможности использования базового метода для формирования обликов современных камер сгорания

Для разработки новых методов формирования облика КС, выполним оценку возможностей базового метода (метод Резника В.Е. и его соавторов) и на основе этого определим направления создания новых методов.

Алгоритм расчёта базового метода, приведённый в главе 1, включает определение геометрии диффузора, фронтового устройства, жаровой трубы и газосборника, затем проводится определение потерь давления и массы камеры сгорания. При определении первоначального облика ограничиваются только расчётом геометрии КС, поэтому используют не все формулы, а формулы с 1 по 112. Чтобы оценить возможности базового метода для двигателей различных поколений, расчёты выполнялись для исходных данных двигателей НК-8-2У, Д-30КУ-154-2, ПС-90, SAM-146, PW-1133G и LEAP-1A.

В начале были выполнены расчёты для камеры сгорания двигателя НК-8-2У (рисунок 2.98).

Двигатель НК-8-2У оснащен многофорсуночной камерой сгорания кольцевого типа, представленной на рисунке 2.99.

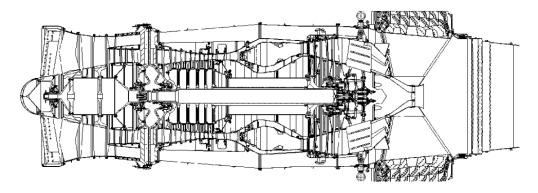


Рисунок 2.98 – Продольный разрез двигателя НК-8-2У

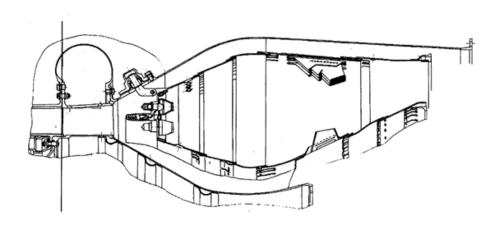


Рисунок 2.99 – Камера сгорания двигателя НК-8-2У

Данные двигателя НК-8-2У для расчёта облика КС и результаты расчётов сведём в таблицы (таблицы 2.1 и 2.2), как это сделано в [4].

Таблица 2.1 – Исходные данные для расчёта облика КС НК-8-2У

№ п/п	Параметр	Размерность	КС двигателя НК-8
1	p_2^*	Па	1098363
2	T_2^*	К	569
3	$G_{\scriptscriptstyle m B}$	кг/с	111,2
4	$G_{ ext{ t TOII}}$	кг/с	1,69
5	$\eta_{\scriptscriptstyle \Gamma}$	-	0,999
6	θ	-	1,2
7	R	Дж/кг К	287
8	k	-	1,4
9	$C_{p \text{ cp}}$	кДж/кг К	1,17
10	D _{к 1}	M	0,732
11	D _{к 2}	M	0,836
12	D _{T 1}	M	0,884
13	D _{T 2}	M	1,026

Расчёт производим для схемы, приведённой на рисунке 1.13.

Таблица 2.2 – Результаты расчёта геометрии КС по данным НК-8

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	Расчётное значение
1	$D_{ ext{K cp}}$	M	0,784
2	$h_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}$	M	0,052
3	W_{kp}	м/с	436,6
4	$\lambda_{_{\mathrm{BX}}1}$	-	0,25
5	$ ho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}^*$	кг/м ³	6,72
6	$\varepsilon(\lambda_{\mathtt{BX}\;1})$	-	0,963
7	$ ho_{ ext{ iny BX}}$	кг/м ³	6,471
8	$F_{\scriptscriptstyle m K}$	M ²	0,1281
9	$W_{ m BX}$	м/с	134,1
10	$\lambda_{ ext{BX}}$	-	0,31
11	Сравнение		
	$(\lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} - \lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX} 1}) \leq 0.01$	-	0
12	$0.2 \le \lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} \le 0.35$	-	+
13	Q	м ³ /с	17,18
14	$L_{ m extsf{ iny L}}$	M	0,101
15	$n_{_{ m I\!\!\!/}}$	-	1,844
16	$n_{ m extsf{d} orp}$	-	1,994
17	$\xi_{ extsf{ iny L}}$	-	0,335
18	$\Delta p_{_{ m CK}}$	Па	58183
19	$\Delta p_{_{\mathcal{I}}}^*$	Па	19491
20	$\delta_{_{ m I\!\! /}}$	-	1,77
21	L_1	M	0,036
22	$D_{ m \pi\pi\;cp}$	M	0,784
	Для $Q < Q_0$ по пп. 23-27		
23	$H_{\Pi\Pi}$	M	-
24	$d_{_{\Gamma}}$	M	-
25	Z_{Γ}	-	-
26	$H_{ m up}$	M	-
27	$\Delta D/2$	M	-
	Для $Q > Q_0$ по пп. 28-33		
28	$k_{\scriptscriptstyle \mathrm{M}}$	-	1,198
29	$H_{\Pi \Pi}$	M	0,12

Продолжение табл. 2.2

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	Расчётное значение
30	$d_{\scriptscriptstyle \Gamma}$	M	0,036
31	Z	-	140
32	$H_{ m up}$	M	0,018
33	$\Delta D/2$	M	0,058
34	D_1	M	0,842
35	D_2	M	0,726
36	t_1	M	0,038
37	t_2	M	0,033
38	Z	ШТ	140
39	$lpha_{ ext{ iny KC}}$	-	4,45
40	\overline{p}	-	0,399
41	$V_{\!\scriptscriptstyle m K}$	M ³	0,22
42	H_{max}	M	0,282
43	L_2	M	0,141
44	$L_{ m 3r}$	M	0,381
45	$k_{\scriptscriptstyle \mathrm{M}}$	-	1,41
46	<i>T</i> _{3 ср м}	К	1150
47	$ar{G}_{ ext{OXJI T}}$	-	0,02
48	$ar{G}_{ exttt{OXJI ГС}}$	-	0,05
49	$ar{G}_{3\Gamma}$	-	0,44
50	$ar{G}_{ ext{3 C}}$	-	0,49
51	$\Sigma F_{ ext{otb}}/F_{ ext{K}}$	-	1,2
	$\Sigma F_{ ext{OTB}}/F_{ ext{K K}}$	-	1
	$\Sigma \mu F_{ ext{OTB}} / F_{ ext{ iny K}}$	-	0,1
52	$T_{3 \text{ cp M}}^* / T_2^*$	-	1,586
53	$I_{ m OTB}$	-	3,33
54	f_1	-	1
	f_2	-	1,03
55	$ar{L}_{ extsf{rc}}$	-	0,62
56	$ heta_{pac ext{ u}}$	-	1,19
57	$ heta_{ m pac ext{ iny }}- heta_{ m дon}$	-	-0,01
58	$L_{ m rc}$	M	0,175
59	$L_{ ext{ iny KC}}$	M	0,693
60	tgβ	-	0,12
61	β	град	6,84

Продолжение табл. 2.2

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	Расчётное значение
62	$\beta_i - \beta_{i-1}$	град	≥ 1
63	$x_1 = x_2 = 0$	M	0
64	y_1	M	0,366
65	${\mathcal Y}_2$	M	0,418
66	$x_3 = x_4 = x_5 = x_6 = L_{\text{д}}$	M	0,101
67	$F_{\scriptscriptstyle m BMX}$	M ²	0,236
68	$D'_{\kappa \mathrm{cp}}$	M	0,808
69	$h_{\scriptscriptstyle m BMX}$	M	0,096
70	y_3	M	0,356
71	y_4	M	0,452
72	${\mathcal Y}_5$	M	0,346
73	y_6	M	0,462
74	$x_7 = x_8$	M	0,137
75	y_7	M	0,348
76	${\mathcal Y}_8$	M	0,468
77	$x_9 = x_{10}$	M	0,278
78	\mathcal{Y}_9	M	0,267
79	y_{10}	M	0,549
80	R_1	M	0,185
81	$x_{01} = x_{02} = x_9$	M	0,278
82	y_{01}	M	0,364
83	y_{02}	M	0,452
84	$x_{11} = x_{12}$	M	0,693
85	y_{11}	M	0,442
86	<i>y</i> ₁₂	M	0,513
87	$x_{13} = x_{14}$	M	0,518
88	y ₁₃	M	0,368
89	y ₁₄	M	0,534
90	h_{rc}	M	0,166
91	d_1	M	0,017
92	d_2	M	0,015
93	d_1	M	0,029
94	d_2	M	0,026
95	R ₂	M	0,202
96	R_3	M	0,2

Окончание табл. 2.2

97	α_1	град	31,11
98	α_2	град	12,30
99	$lpha_{\sum 1}$	град	43,41
100	X ₁₅	M	0,131
101	y ₁₅	M	0,314
102	α_3	M	28,96
103	α_4	Град	8,65
104	$lpha_{\sum 2}$	Град	37,61
105	x ₁₆	M	0,120
106	У ₁₆	M	0,486
107	$x_{17} = x_{18} = x_9$	M	0,278
108	y ₁₇	M	0,25
109	y ₁₈	M	0,564
110	$x_{19} = x_{20} = L_{\text{KC}}$	M	0,693
111	y ₁₉	M	0,425
112	$y_{20} = y_{18}$	M	0,564

Расчётный облик КС в виде наложения на облик прототипа представлен на рисунке 2.100. Видно, что полученный облик КС сильно отличается от облика камеры-прототипа. Основные несоответствия наблюдаются по длине от выходного сечения диффузора до плоскости плиты фронтового устройства — L_1 , степени диффузорности — $n_{\rm d}$, а также по расположению максимальной высоты жаровой трубы — H_{max} и плиты фронтового устройства — $H_{\rm nn}$.

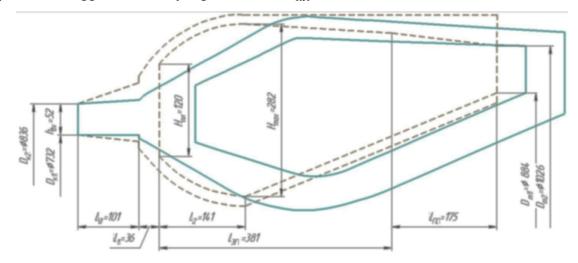


Рисунок 2.100 – Расчётный облик камеры сгорания (пунктирными линиями показан расчётный облик, сплошной-облик прототипа).

Аналогичная картина наблюдается и в приложении [4], стр. 178, рисунок П1, где в примерах расчёта камеры сгорания для данных двигателей F-101 и CF6-50 приведены расчётные данные, в результате построения по которым обликов КС, все они получаются подобными расчётному облику на рисунке 2,99. Данный облик характерен для других (не НК-8) камер сгорания СНТК им. Н.Д. Кузнецова, схемы которых приведены в [120]. Далее был выполнен расчёт облика камеры сгорания Д-30КУ-154 (рисунки 2.101, 2.102)

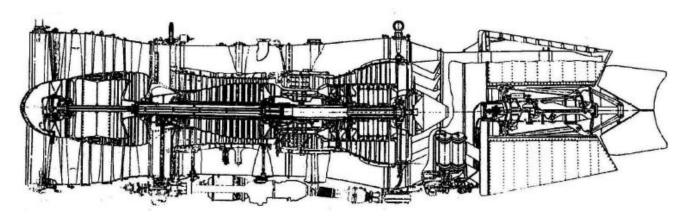


Рисунок 2.101 – Общий вид двигателя Д-30КУ-154

Особенностью данной камеры сгорания является то, что она имеет трубчатокольцевую конструкцию.

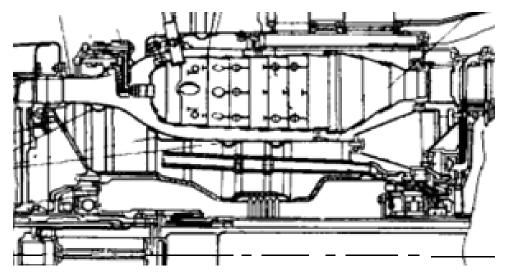


Рисунок 2.102 – Схема камеры сгорания Д-30КУ-154

При расчёте облика была учтена конструкция камеры сгорания. Во-первых, эта камера имеет один ряд горелок, поэтому их количество и связанные с этим раз-

меры не определялось по пп. 24–26 методики, а были взяты с прототипа. Во-вторых, так как камера является трубчато-кольцевой, использовались формулы для этого типа камеры сгорания [121], с учётом количества жаровых труб.

Площадь камеры сгорания.

$$F_{\text{KC}} = \frac{\pi}{4} (D_{\text{H}}^2 - D_{\text{BH}}^2), \text{M}^2,$$

 $D_{\rm H}^2$ и $D_{\rm BH}^2$ берём с прототипа.

Суммарная площадь жаровых труб

$$\Sigma F_{\mathrm{KC}} = 0.55 F_{\mathrm{KC}}$$
, M^2 .

Диаметр жаровых труб

$$D_{\scriptscriptstyle
m H}=\sqrt{rac{4 \Sigma F_{\scriptscriptstyle
m H}}{\pi z}}$$
 , M,

где z – количество жаровых труб.

В остальном использованные в расчёте формулы соответствовали базовому методу. Результаты построений в виде схемы представлены на рисунке 2.103. Несмотря на наличие расхождений, можно сделать принципиальный вывод о том, что данную методику можно использовать для построения обликов трубчато-кольцевых КС. Кроме того, выполненные действия свидетельствуют о возможности использования блочных алгоритмов, подобных рассматриваемому для расчёта геометрии различных КС, в том числе и современных типов.

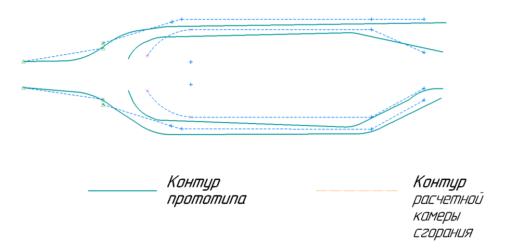


Рисунок 2.103 – Сравнение расчётного облика и облика прототипа Д-30КУ-154

Камера сгорания двигателя ПС-90А – комбинированного типа с 12-ю жаровыми трубами и кольцевым газосборником (рисунок 2.104). Таким образом, передняя часть КС соответствует трубчато-кольцевой схеме, а задняя – кольцевой. Наличие кольцевого газосборника является принципиальной особенностью, отличающейе от конструкций КС предшествующих двигателей АО «ОДК-Авиадвигатель». При той же длине КС кольцевой газосборник позволяет получить на выходе более равномерное поле температур, давлений и скоростей газа.

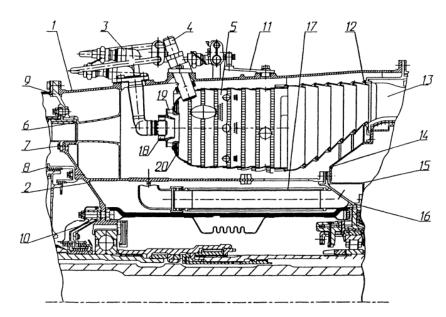


Рисунок 2.104 – Камера сгорания ПС-90А:

1 – корпус камеры сгорания; 2 – кожух внутренний; 3 – комплект форсунок; 4 – свеча зажигания; 5 – комплект жаровых труб; 6 – кольцо диффузора наружнее; 7 – кольцо диффузора внутреннее; 8 – кольцо заднего лабиринта с сотами; 9 – кольцо подвески средней; 10 – фланец лабиринта; 11 – кронштейн подвески топливных коллекторов; 12 – газосборник; 13 – сопловой аппарат; 14 – корпус опора СА 1 ст.; 15 – кожух; 16 – корпус опоры роликоподшипника; 17 – трубопровод; 18 – осевой завихритель; 19 – тангенциальный завихритель; 20 – дефлектор

На рисунке 2.105 представлено сопоставление расчётного облика ПС-90А с реальным. Видно, что получен облик не совпадающий с оригиналом. Это можно объяснить рядом особенностей данной камеры сгорания, в частности тем, что она представляет комбинацию трубчато-кольцевой и кольцевой камер сгорания (общий для жаровых труб газосборник), а также имеет диффузор не того типа, что прототип в методике.

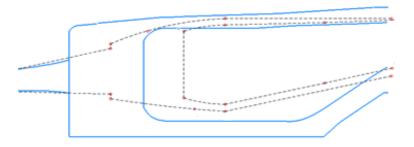


Рисунок 2.105 – Сопоставление расчётного облика ПС-90А (пунктир) с реальным

Подобные расхождения расчётных и оригинальных обликов были выявлены и для двигателей SAM-146, PW-1133G и LEAP-1A (рисунок 2.106) и могут быть объяснены существенными отличиями этих двигателей и двигателя «НК», статистика камеры сгорания которого была использована авторами методики.

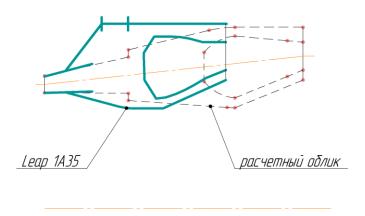


Рисунок 2.106 – Результат расчёта облика камеры сгорания двигателя LEAP-1

Выводы по главе 2

1. Выполнен анализ развития КС основных семейств ТРДД с высокой степенью двухконтурности, разработанных ведущими двигателестроительными предприятиями и предназначенных для узко- и широкофюзеляжных самолётов гражданской авиации. Установлено, что для обеспечения высоких параметров цикла и выполнения экологических нормативов в новейших ТРДД гражданской авиации используются КС с технологиями TAPS и RQL и обликами, существенно отличающимися от более ранних КС. Проанализировано изменение параметров цикла 103 ТРДД и геометрических соотношений для 37 КС. На базе выполненного анализа

выявлены зависимости геометрических соотношений для ряда КС ТРДД различных поколений от параметров двигателя. Полученные данные позволяют оценить габариты и возможности различных камер сгорания ТРДД с конкретной конструкцией и организацией рабочего процесса по обеспечению работоспособности двигателя.

- 2. Расчёты, выполненные с использованием базового метода и его алгоритма, показали, что они позволяют обеспечивать только построение облика, соответствующего прототипу, использовавшемуся при его разработке (многофорсуночная камера сгорания по типу НК-8). Базовый метод позволяет воспроизводить облик КС III поколения, но не обеспечивает формирование обликов камер сгорания IV и V поколений, таких как ПС-90, LEAP-1, SAM-146, PW-1133G.
- 3. Базовый метод и его алгоритм при их доработке и изменении формул математической модели, как отмечается в [4], могут обеспечить формирование облика не только кольцевых КС, но и трубчато-кольцевых. Этот факт был подтверждён расчётом геометрии КС Д-30. На основании выполненной работы высказано предположение, что блочная структура базового метода может послужить основой для разработки метода формирования обликов камер сгорания ТРДД V поколения.
- 4. Значительные отличия в обликах современных камер сгорания и камер сгорания III и IV поколений, а также сложность описания рабочего процесса современных камер сгорания, позволяют высказать предположение, что для формирования соответствующих им обликов может быть разработан метод, основанный на основных положениях теории подобия.

ГЛАВА 3 РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКОВ СОВРЕ-МЕННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ТРДД

3.1 Метод формирования облика камеры сгорания на основе прототипа с учётом характера протекания физических явлений

Метод, предложенный В.Е. Резником и его соавторами [4, 7], относится к группе методов, использующих моделирование физических процессов в КС на базе статистических данных и данные прототипа. Это объясняется тем, что для создания КС, удовлетворяющей предъявляемым к ней требованиям, необходим значительный объём расчётных и экспериментальных работ, увеличивающих финансовые и временные затраты на проектирование, которые можно сократить, используя опыт создания предшествующих образцов.

В КС одновременно происходит ряд взаимовлияющих процессов, составляющих её рабочий процесс: сложные пространственные течения газов, подготовка горючей смеси, включая распыливание топлива, испарение его капель и перемешивание с воздухом, горение и т.д. Так как для моделирования процессов в КС необходимо их комплексное рассмотрение, то это предполагает наличие математического описания каждого процесса в виде соответствующих дифференциальных уравнений. Поскольку математического описания всех протекающих в КС процессов и их взаимного влияния на сегодняшний день не существует, то и необходимых аналитических решений систем уравнений для КС не получено. Поэтому на практике используют методы теории подобия. Она позволяет перенести знания, полученные при исследовании существующих КС, на разрабатываемые образцы. Для обеспечения подобия процессов, протекающих в камере необходимо выполнить ряд условий, связанных с подобием граничных (краевых) условий, гидродинамического течения, процессов распыливания, испарения и смешения топлива с воздухом, процессов горения и выделения тепла. В итоге при использовании расчётного алгоритма подобных методов получают облики камер сгорания, внешне похожие на прототип, данные которого заложены в формулы математической модели и отличающиеся от него размерами. Одним из важных условий подобия является тот факт, что полное подобие процессов в КС возможно только в геометрически подобных системах, где эти процессы происходят. Поэтому при расширении применения метода формирования обликов КС на современные камеры приходится использовать другие прототипы и учитывать их особенности, определяющие протекание рабочего процесса.

Для рассмотрения этих особенностей в главе 2 было выполнено исследование развития КС ТРДД. Было выявлено, что в наиболее совершенных КС двигателях V поколения ведущими производителями двигателей используются технологии горения TAPS (General Electric) и RQL (Rolls-Royce и Pratt & Whitney). Такие КС имеют ряд отличий от своих предшественников. Из-за разности средних диаметров выхода из компрессора и входа в турбину у современных камер сгорания имеется наклон их оси относительно оси двигателя. В современных камерах сгорания не используются «плавные» диффузоры, увеличивающие габариты и массу КС, а применяются диффузоры с отрывом потока. Хотя по-прежнему используются фронтовые устройства с лопаточными завихрителями, размеры этих завихрителей увеличены, что обусловлено необходимостью качественного смешения топлива с воздухом и обеспечения сгорания бедной топливовоздушной смеси. По этой же причине этот элемент в КС типа TAPS выполнен не однорядным. Также в современных камерах имеет место уменьшение общей длины КС в калибрах (отношение длины камеры сгорания к высоте жаровой трубы), которая составляет менее 2. Это приводит к увеличению доли топлива, сгорающего в первичной зоне. Зона смешения располагается ближе к выходу из КС.

Все перечисленные особенности влияют на облик современных КС, а следовательно и его формирование. Базовый метод за счёт своего построения и выбранного прототипа предоставляет ряд возможностей по трансформации его для формирования обликов современных КС. Так, поэлементное описание камеры сгорания позволяет вносить изменения в формулы для основных элементов камеры сгорания: диффузора, фронтового устройства, жаровой трубы и газосборника, которые претерпевают изменения при использовании других прототипов. В расчётах по этому методу предусмотрено построение обликов КС с наклонной осью. То, что

прототипом в методе послужила многофорсуночная КС, позволяет использовать ряд его положений для современных камер сгорания с увеличенными размерами фронтовых устройств.

На основании приведённых фактов, используя ряд положений существующего метода, было решено разработать новый метод формирования облика современных КС.

Выше отмечалось, что расчёт геометрии КС выполняется в следующей последовательности:

- рассчитываются габариты диффузора;
- рассчитывается геометрия фронтового устройства (ФУ);
- рассчитывается объём и габариты ЖТ;
- рассчитывется длина газосборника;
- определяются координаты характерных точек КС.

Рассмотрим подходы к определению размеров различных элементов КС и основания для их применения.

Диффузор снижает скорость воздуха за компрессором до уровней, когда за ним в ЖТ обеспечивается стабилизация пламени и высокая полнота сгорания, при минимальных потерях давления и габаритах (длине диффузора). Выбор типа диффузора проводится по прототипу. Так, например, ступенчатый диффузор некоторых современных КС включает короткий участок с плавным расширением (преддиффузор) и участок с внезапным расширением. В преддиффузоре течение безотрывное, а при внезапном расширении – отрывное. Основные геометрические параметры ступенчатого диффузора современной КС:

- относительная длина (отношение длины преддиффузора к высоте канала за компрессором);
 - степень расширения диффузора (отношение площадей входа выхода);
 - угол раскрытия преддиффузора.

Расчёт такого диффузора приведен в [5].

В [5] отмечается, что практически все известные КС имеют свои, отличающиеся по конструкции ФУ, а разработка современных ФУ, представляющих собой

каскад завихрителей, является сложной задачей, решающейся в несколько последовательных расчётных шагов. Поэтому размеры фронтового устройства целесообразно взять с прототипа, соотнеся их с каким-нибудь характерным размером КС, например, высотой выхода из диффузора.

Объём и габариты ЖТ определяются следующим образом. Объём ЖТ находят, используя значение параметра форсирования ($\kappa_{\rm v}$) соответствующее обеспечению требуемой полноты сгорания. Для определения предварительной длины КС можно использовать отношение длины ЖТ к её высоте, взятое с прототипа (L/H) или из статистических данных. Затем это значение может быть уточнено по эмпирическим формулам или графикам.

Длину газосборника определяют из зависимости, предложенной ЦИАМ (см. описание базового алгоритма в главе 1):

$$\Theta_{\text{pac4}} = \left[\frac{\frac{\bar{G}_{3 \, \text{C}}}{(1 - \bar{G}_{3 \, \text{C}} - \bar{G}_{\text{OXJ} \, \Gamma \, \text{C}})}}{1 + 1,94 \cdot I_{\text{OTB}}^{(1,67 + 0,1 \bar{L}_{\Gamma \, \text{C}}} \bar{L}_{\Gamma \, \text{C}}^{2,1}} + 1 \right] \frac{1 - \bar{G}_{\text{OXJ} \, \text{T}}}{1,05 - \bar{G}_{\text{OXJ} \, \text{TC}} - \bar{G}_{\text{OXJ} \, \text{TC}}} f_1 f_2.$$

На основании вышесказанного, используя ряд положений существующего метода, было решено разработать новый метод формирования облика современных КС. Для этого использовались последовательные расчётные итерации, которые позволяли после внесения изменений в формулы оценивать изменения расчётного облика по отношению к реальному облику существующей КС-прототипу. В конечном итоге это позволяло выбрать пути совершенствования расчётного алгоритма облика, в том числе путём удаления из новой математической модели ненужных соотношений или добавления необходимых.

Схема реализации метода приведена на рисунке 3.1.

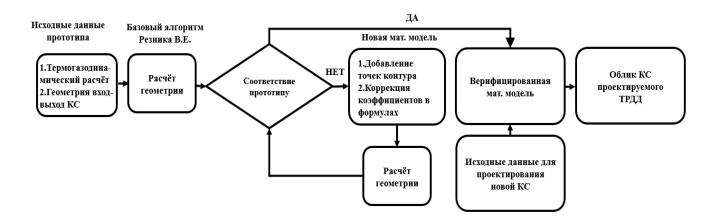


Рисунок 3.1 – Схема реализации метода построения обликов КС на основе прототипа с учётом физических явлений

На основе базового алгоритма проводится первая расчётная итерация. После оценки соответствия полученной геометрии прототипу определяются направления доработки расчётных формул, а при необходимости и добавления дополнительных реперных точек для описания формы КС или её основных элементов. Путём использования итерационных расчётов с изменением эмпирических коэффициентов на основе понимания влияния создаваемых элементов КС (диффузора, фронтового устройства, жаровой трубы и газосборника) на её рабочий процесс, добиваются совпадения расчётного облика с реальным с заданной точностью, получая окончательную математическую модель

В качестве прототипов для формирования обликов были выбраны КС ТРДД SaM 146, LEAP-1A и PW1133G.

Апробация нового метода за счёт адаптации расчётных формул базового алгоритма для описания обликов современных камер сгорания, первоначально была выполнена для КС SaM-146 [122, 123]. Поскольку первоначальный расчёт по базовой методике показал значительные отличия расчётного облика и облика реальной камеры сгорания, то в следующей итерации, рассматриваемой в данной главе, было решено использовать ряд геометрических соотношений для прототипа. Исходные данные для расчёта были сформированы на базе [114, 124, 125] и проверены с использованием расчёта в пакете «АСТРА». Чертеж двигателя был получен путём переработки его схем [84] в системе AutoCAD и масштабированием по известному размеру вентилятора.

Результаты расчёта оформлены в виде таблицы 3.1, по структуре аналогичной таблицам [4].

Таблица 3.1 – Исходные данные для расчёта облика на базе данных SaM 146

№ п/п	Параметр	Размерность	КС двигателя SaM146-1S18
1	p_2^*	Па	2,83406
2	T_2^*	К	746
3	$G_{\scriptscriptstyle m B}$	кг/с	66.4
4	$G_{ ext{ton}}$	кг/с	1,28
5	$\eta_{_{\Gamma}}$	-	0,97
6	θ	-	1,1
7	R	Дж/кг К	287
8	K	-	1,4
9	$C_{p \text{ cp}}$	кДж/кг К	1138

Окончание табл. 3.1

№ п/п	Параметр	Размерность	КС двигателя SaM146-1S18
10	D _{K 1}	M	0,402
11	D _{K 2}	M	0,44
12	D _{T 1}	M	0,55
13	D _{T 2}	M	0,609

Таблица 3.2 – Результаты расчёта геометрии КС SaM146 (первая итерация)

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	КС двигателя SaM146
1	$D_{ m \kappa \ cp}$	M	0,421
2	$h_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}$	M	0,019
3	$w_{ m kp}$	м/с	499,79
4	$\lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}1}$	-	0,25
5	$ ho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}^*$	кг/м ³	13,24
6	$\varepsilon(\lambda_{{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}1})$	-	0,9247
7	$ ho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}$	кг/м ³	12,243
8	$F_{\scriptscriptstyle m K}$	M ²	0,0251
9	$W_{ m BX}$	м/с	216,076
10	$\lambda_{ ext{BX}}$	-	0,43
11	Сравнение $(\lambda_{\text{вх}} - \lambda_{\text{вх 1}}) \le 0.01$	-	0
12	$0.2 \le \lambda_{\text{BX}} \le 0.43$	-	+
13	Q	м ³ /с	5,42
14	$L_{ m extsf{ iny Z}}$	M	0,079
15	$n_{\scriptscriptstyle \mathcal{A}}$	-	2,07
16	$n_{ m extsf{ iny OTP}}$	-	2,22
17	$\xi_{\mathcal{A}}$	-	0,426
18	$\Delta p_{ ext{ck}}$	Па	285805
19	$\Delta p_{\scriptscriptstyle m H}^*$	Па	121753
20	$\delta_{\scriptscriptstyle \mathcal{I}}$	-	4,3
21	L_1	M	0,06
22	$D_{ m n}$ ср	M	0,470
	Для $Q < Q_0$ по пп. 23-27		
23	$H_{\Pi \Pi}$	M	0,044
24	$d_{ m r}$	M	0,013
25	Z_{Γ}	-	18
	пп. 28-37 не выполняю	тся из-за наличия с	одного ряда горелок
26	$H_{ m up}$	M	-

Продолжение табл. 3.2

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	Продолжение таол. 3. КС двигателя SaM146
27	$\Delta D/2$	M	-
	Для $Q > Q_0$ по пп. 28-33		
28	$k_{\scriptscriptstyle\mathrm{M}}$	-	-
29	$H_{\Pi \Pi}$	M	-
30	$d_{ m r}$	M	-
31	Z	-	-
32	$H_{ m up}$	M	-
33	$\Delta D/2$	M	-
34	D_1	M	-
35	D_2	M	-
36	t_1	M	-
37	t_2	M	-
38	Z	ШТ	18
39	$lpha_{ ext{ iny KC}}$	-	3,51
40	\overline{p}	-	1,86
41	$V_{\!\scriptscriptstyle m K}$	м ³	0,021
42	H_{max}	M	0,111
43	L_2	M	0,056
44	$L_{3\Gamma}$	M	0,150
45	$k_{\scriptscriptstyle \mathrm{M}}$	-	1,37
46	<i>T</i> _{3 ср м}	К	1356
47	<u> </u>	-	0,08
48	$ar{G}_{ ext{ox} ext{rc}}$	-	0,075
49	$ar{G}_{3\;\Gamma}$	-	0,556
50	$ar{G}_{3\; ext{C}}$	-	0,289
51	$\Sigma F_{ ext{OTB}}/F_{ ext{K}}$	-	1,2
	$\Sigma F_{ ext{otb}}/F_{ ext{k K}}$	-	1
	$\Sigma \mu F_{ ext{otb}}/F_{ ext{ iny K}}$	-	0,1
52	$T_{3 \text{ cp M}}^* / T_2^*$	-	1,82
53	$I_{ m OTB}$	-	1,55
54	f_1	-	1
	f_2	-	1,03
55	$\overline{L}_{ m rc}$	-	0,5
56	$ heta_{pac\mathtt{ ext{ iny q}}}$	-	1,20
57	$ heta_{ m pac-} - heta_{ m доп}$	-	0
58	$L_{ m rc}$	M	0,086
59	$L_{ m KC}$	M	0,375

Продолжение табл. 3.2

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	Продолжение таол. 3 КС двигателя SaM146
M2 II/II 60		-	0,178
61	$tg \beta$		10,096
	β	град	
62	$\beta_i - \beta_{i-1}$	град	≥ 1
63	$x_1 = x_2 = 0$	M	0 201
64	y_1	M	0,201
65	<i>y</i> ₂	M	0,220
66	$x_3 = x_4 = x_5 = x_6 = L_{\mathrm{A}}$	M	0,079
67	$F_{ m BbIX}$	M ²	0,052
68	<i>D</i> ′ _{к ср}	M	0,449
69	$h_{\scriptscriptstyle m BMX}$	M	0,039
70	y_3	M	0,205
71	\mathcal{Y}_4	M	0,244
72	${\cal Y}_5$	M	0,197
73	\mathcal{Y}_6	M	0,252
74	$x_7 = x_8$	M	0,139
75	<i>y</i> ₇	M	0,213
76	y_8	M	0,257
77	$x_9 = x_{10}$	M	0,195
78	y_9	M	0,179
79	y_{10}	M	0,291
80	R_1	M	0,070
81	$x_{01} = x_{02} = x_9$	M	0,195
82	y_{01}	M	0,221
83	${\mathcal Y}_{02}$	M	0,250
84	$x_{11} = x_{12}$	M	0,375
85	y_{11}	M	0,250
86	y ₁₂	M	0,305
87	$x_{13} = x_{14}$	M	0,289
88	y ₁₃	M	0,187
89	y ₁₄	M	0,303
90	h _{rc}	M	0,116
91	d_1	M	0,017
92	d_2	M	0,015
93	d_1	M	0,009
94	d_2	M	0,008
95	R ₂	M	0,087
96	R_3	M	0,085
97	α_1	град	24,40
<i>/</i>	<u>~1</u>	1 P W A	2.,10

Окончание табл. 3.2

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	КС двигателя SaM146
98	α_2	град	46,50
99	$\alpha_{\sum 1}$	град	70,90
100	x ₁₅	M	0,166
101	y ₁₅	M	0,167
102	α_3	M	15,10
103	α_4	Град	45,022
104	$lpha_{\sum 2}$	Град	60,12
105	x ₁₆	M	0,152
106	y ₁₆	M	0,294
107	$x_{17} = x_{18} = x_9$	M	0,195
108	y ₁₇	M	0,162
109	y ₁₈	M	0,305
110	$x_{19} = x_{20} = L_{\text{KC}}$	M	0,375
111	y ₁₉	M	0,233
112	$y_{20} = y_{18}$	M	0,305

Сравнение расчётного облика с обликом КС SaM146 представлено на рисунке 3.2.

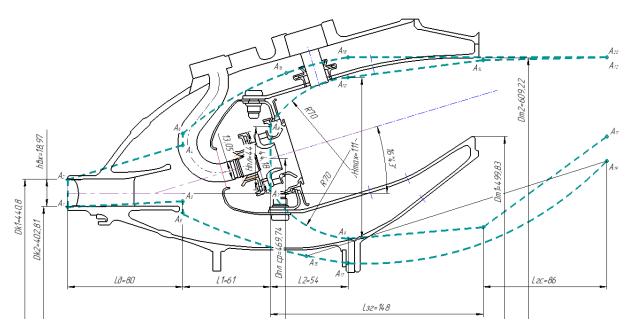


Рисунок 3.2 – Результат первой итерации в виде промежуточного облика КС (расчётный облик – пунктирная линия)

По результатам формирования промежуточного облика КС можно сделать вывод, что расчётный облик камеры получился длиннее прототипа, с увеличен-

ными размерами выходного сечения диффузора, длины зоны горения и газосборника. Полученный облик не соответствует облику камер сгорания V поколения. Соответственно необходимы следующие итерации.

Для приведения облика камеры к облику прототипа SaM146 выполним доработку алгоритма [4] путём изменения эмпирических коэффициентов и добавления ряда новых координат в расчётную схему.

Результаты последней расчётной итерации представлены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Результаты расчёта геометрии КС SaM146 (последняя итерация)

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	КС двигателя SaM146-1S18
1	$D_{ m \kappa \; cp}$	M	0,421
2	$h_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}$	M	0,019
3	$w_{ m kp}$	м/с	499,79
4	$\lambda_{_{ m BX}1}$	-	0,25
5	$ ho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}^*$	кг/м ³	13,24
6	$\varepsilon(\lambda_{_{\mathrm{BX}}1})$	-	0,9247
7	$ ho_{ ext{ iny BX}}$	кг/м ³	12,243
8	$F_{\scriptscriptstyle m K}$	M ²	0,0251
9	$W_{ m BX}$	м/с	216,076
10	$\lambda_{_{\mathrm{BX}}}$	-	0,43
11	Сравнение $(\lambda_{\text{вх}} - \lambda_{\text{вх 1}}) \leq 0.01$	_	0
12	$0.2 \le \lambda_{BX} \le 0.43$	-	+
13	\hat{Q}	м ³ /с	5,42
14	$L_{ m II}$	M	0,078
15	$n_{\scriptscriptstyle m I}$	-	2,06
16	$n_{ m extsf{d} orp}$	-	2,21
17	$\xi_{\mathcal{A}}$	-	0,424
18	$\Delta p_{ m ck}$	Па	285805
19	$\Delta p_{\scriptscriptstyle m A}^*$	Па	121753
20	$\delta_{_{ m I\!\!\!/}}$	-	4,28
21	L_1	M	0,053
22	<i>D</i> _{пл ср}	M	0,501
	Для $Q < Q_0$ по пп. 23-27		
23	$H_{\Pi \Pi}$	M	0,044
24	d_{Γ}	M	0,013
25	Z_{Γ}	-	18
	пп. 26-37 не выполняют	ся из-за наличия	одного ряда горелок
26	$H_{ m up}$	M	-
27	$\Delta D/2$	M	-

Продолжение табл. 3.3

36 / 1		D	продолжение таол. з
№ п/п	Определяемая величина	Размерность	КС двигателя SaM146-1S18
	Для $Q > Q_0$ по пп. 28-33		
28	$k_{\scriptscriptstyle exttt{M}}$	-	-
29	$H_{\Pi \Pi}$	M	-
30	$d_{_{\Gamma}}$	M	-
31	Z	-	-
32	$H_{ m up}$	M	-
33	$\Delta D/2$	M	-
34	D_1	M	-
35	D_2	M	-
36	t_1	M	-
37	t_2	M	-
38	Z	ШТ	18
39	$lpha_{_{ m KC}}$	-	3,51
40	$rac{lpha_{_{ m KC}}}{\overline{p}}$	-	1,86
41	$V_{_{\!\scriptscriptstyle{\mathrm{X\!K}}}}$	M^3	0,021
42	H_{max}	M	0,081
43	L_2	M	0,056
44	$L_{3\Gamma}$	M	0,093
45		-	1
46	$T_{3 \text{ cp M}}$	К	1356
47	$ar{G}$	-	0,08
48	$ar{G}_{ ext{over pc}}$	-	0,075
49	$ar{G}_{2,n}$	-	0,556
50	$egin{array}{c} G_{ m OXJI\ T} \ \hline ar{G}_{ m OXJI\ FC} \ \hline ar{G}_{ m 3\ C} \ \hline \Sigma F_{ m OTB}/F_{ m K} \ \hline \Sigma F_{ m OTD}/F_{ m C} \ \hline \end{array}$	_	0,289
51	$\Sigma F_{\rm emp}/F_{\rm e}$	_	1,2
	$\Sigma F_{\text{OTB}}/F_{\text{K K}}$	_	1
	$\Sigma u F_{\text{outp}} / F_{\text{v}}$	_	0,1
52	$\Sigma \mu F_{ ext{OTB}}/F_{ ext{ iny K}} \ T_{ ext{3 cp M}}^*/T_2^*$	_	1,82
53	I _{OTB}	-	1,55
54		_	1
31	f_2	_	1,03
55	$ar{L}_{ m rc}$	_	0,5
56	$ heta_{ m pac4}$	_	1,20
57	$ heta_{ m pac ext{ iny Pac$		0
	расч Одоп	-	0,062
58 59	$L_{\Gamma C}$	M	
	$L_{ ext{rc}} \ L_{ ext{KC}} \ tg~eta$	M	0,287
60	<u>υ</u> ευ β	-	0,233
61	ρ ρ	град	13,11
62	$\beta_i - \beta_{i-1}$	град	≥ 1 0
63	$x_1 = x_2 = 0$	M	
64	<u>y</u> ₁	M	0,201
65	y_2	M	0,220
66	$x_3 = L_{\text{A}}$	M	0,078
67	x_4	M	0,072
68	x_5	M	0,028

Продолжение табл. 3.3

NC/	0	Danas	Продолжение таол.
№ п/п	Определяемая величина	Размерность	КС двигателя SaM146-1S18
69	<u>x₆</u>	M 2	0,028
70	$F_{ m BMX}$	M ²	0,052
71	<i>D</i> ′ _{к ср}	M	0,469
72	$h_{\scriptscriptstyle m BMX}$	M	0,039
73	y_3	M	0,201
74	y_4	M	0,227
75	<i>y</i> ₅	M	0,201
76	y_6	M	0,227
77	x_7	M	0,138
78	x_8	M	0,124
79	${\cal Y}_7$	M	0,211
80	${\mathcal Y}_8$	M	0,253
81	χ_9	M	0,166
82	x_{10}	M	0,141
83	y_9	M	0,2
84	${\mathcal Y}_{10}$	M	0,277
85	R_1	M	0,067
86	$x_{01} = x_9$	M	0,2
87	$x_{02} = x_{10}$	M	0,141
88	y_{01}	M	0,25
89	y_{02}	M	0,305
90	$x_{11} = x_{12}$	M	0,3
91	y_{11}	M	0,25
92	<i>y</i> ₁₂	M	0,305
93	<i>x</i> ₁₃	M	0,23
94	X ₁₄	M	0,213
95	y ₁₃	M	0,222
96	y ₁₄	M	0,298
97	h_{rc}	M	0,075
98	d_1	M	0,025
99	$\overline{\mathrm{d_2}}$	M	0,024
100	R ₂	M	0,092
101	R ₃	M	0,091
102	α_1	град	41,3
103	α_2	град	23,9
104	$\alpha_{\Sigma 1}$	град	65,2
105	X ₁₅	M	0,115
106	У ₁₅	M	0,175
107	α_3	M	13
108	α_4	град	60
109	$lpha_{\Sigma 2}$	град	73
110		M	0,127
111	X ₁₆	M	0,296
112	y_{16} y_{16}	M	0,174
113	$x_{17} = x_9$ x_{18}	M	0,174

Окончание табл. 3.3

№ п/п	Определяемая величина	Размерность	КС двигателя SaM146-1S18
114	y ₁₇	M	0,175
115	y ₁₈	M	0,3
116	$x_{19} = x_{20} = L_{\text{KC}}$	M	0,287
117	У ₁₉	M	0,237
118	$y_{20} = y_{18}$	M	0,316
119	x_7'	M	0,142
120	y_7'	M	0,197
121	x_8'	M	0,118
122	y_8'	M	0,274
123	$x_7^{\prime\prime}$	M	0,109
124	$\mathcal{Y}_7^{\prime\prime}$	M	0,212
125	$x_8^{\prime\prime}$	M	0,1
126	y_8''	M	0,244
127	x'_{13}	M	0,208
128	y'_{13}	M	0,246
129	x'_{14}	M	0,206
130	y_{14}'	M	0,32

По результатам расчёта был построен облик, приведённый на рисунке 3.3.

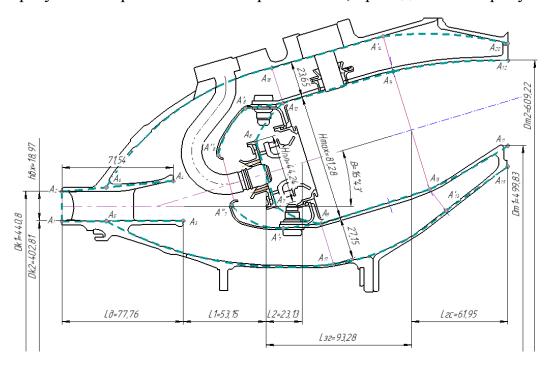


Рисунок 3.3 – Пример формирования облика камеры сгорания SAM-146 по методу с использованием прототипа и учётом физических явлений (расчётный облик – пунктирная линия)

Из рисунка 3.3 видно, что исходный облик удалось воспроизвести с достаточной точностью.

Для адаптации облика камеры к облику прототипа выполнены следующие действия:

- уменьшена длина диффузора и изменён угол его раскрытия;
- в описание конструкции фронтовой плиты добавлен купол, направляющий часть воздуха для защиты стенок ЖТ от перегрева при распыливании топлива. Изменено количество горелок (в один ряд с меньшим количеством, но большим диаметром) и их тип;
- изменена конструкция горелки, в плане её соответствия современным изделиям;
- распределение воздуха по длине жаровой трубы обеспечивается при сокращении общей длины КС (вместо 375 мм стало 287 мм).

Указанные изменения были реализованы за счёт коррекции следующих коэффициентов:

- а) Диффузор:
- уменьшение длины диффузора (коэффициент подобия вместо 1,75 1,73);
- уменьшение коэффициента раскрытия в диффузоре, вызванное изменением длины диффузора (вместо 2,07 2,06);
- уменьшение расстояния от выходного сечения диффузора до плоскости плиты фронтового устройства (коэффициент подобия изменён с 0,32 на 0,285);
 - изменение угла наклона оси КС к оси двигателя, (вместо 10 град 17 град.);
- изменение среднего диаметра плиты фронтового устройства, вызванное изменениями длин диффузора и расстояния от входного сечения диффузора до плиты $\Phi Y (0,470-0,501 \text{ m});$
 - б) Жаровая труба:
- уменьшение максимального размера высоты ЖТ, вызванного применением горелочного устройства современного типа (коэффициент подобия 0.532 0.4);
- уменьшение расстояния от плиты Φ У до сечения ЖТ, имеющего максимальную высоту, вызванного применением горелочного устройства современного типа (коэффициент подобия 0.5-0.28);
- уменьшение зоны горения ЖТ вызванного применением горелочного устройства современного типа (коэффициент подобия 1,35 1,15).
 - в) Газосборник:
- уменьшение длины газосборника ввиду уменьшения максимального размера высоты ЖТ (0,086 0,062 м).

г) Длина КС:

- уменьшение суммарной длины КС ввиду уменьшения длин входящих к конструкцию элементов (0,375 - 0,287 м).

На основании этого предложена математическая модель КС типа SaM 146, приведённая в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Математическая модель KC SaM146

No	Определяемая величина	№	Определяемая величина
п/п	и формула	п/п	и формула
1	$D_{\kappa \mathrm{cp}} = \frac{D_{\kappa 1} + D_{\kappa 2}}{2}$	66	$x_3 = L_{\text{д}}$
2	$h_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} = \frac{D_{\scriptscriptstyle \mathrm{K}2} - D_{\scriptscriptstyle \mathrm{K}1}}{2}$	67	$x_4 = 0.92 \cdot x_3$
3	$w_{\rm kp} = \sqrt{2\frac{k}{k+1}R \cdot T_2^*}$	68	$x_5 = 0.36 \cdot x_3$
4	$\lambda_{\scriptscriptstyle m BX~1}$ — задается	69	$x_6 = 0.36 \cdot x_3$
5	$\lambda_{ ext{bx 1}} - $ задается $ ho_{ ext{bx}}^* = rac{p_2^*}{R \cdot T_2^*}$	70	$F_{\scriptscriptstyle m BMX} = n_{\scriptscriptstyle m A} \cdot F_{\scriptscriptstyle m K}$
6	$\varepsilon(\lambda_{\text{BX 1}}) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_{\text{BX}}^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$	71	$D'_{\text{K cp}} = D_{\text{K cp}} + 2L_{\text{A}} \cdot tg\beta$
7	$ ho_{_{\mathrm{BX}}} = arepsilon(\lambda_{_{\mathrm{BX}}1}) \cdot ho_{_{\mathrm{BX}}}^{*}$	72	$h_{ ext{ iny Bbix}} = rac{F_{ ext{ iny Bbix}}}{\pi D_{ ext{ iny Cp}}}$
8	$F_{K} = \frac{\pi}{4} \cdot (D_{K2}^{2} - D_{K1}^{2})$	73	$y_3 = 0.935 \cdot (\frac{D'_{\text{K CP}}}{2} - \frac{h_{\text{BMX}}}{2})$
9	$w_{ ext{bx}} = rac{G_{ ext{B}}}{ ho_{ ext{bx}} \cdot F_{ ext{K}}} \ \lambda_{ ext{bx 1}} = rac{w_{ ext{bx}}}{w_{ ext{kp}}}$	74	$y_4 = 0.895 \cdot (\frac{D'_{\text{K cp}}}{2} + \frac{h_{\text{BMX}}}{2})$
10	$\lambda_{_{\mathrm{BX}}\;1}=rac{w_{_{\mathrm{BX}}}}{w_{_{\mathrm{KP}}}}$	75	$y_5 = y_3 - 0.01 \cdot h_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}$
11	$\lambda_{_{\mathrm{BX}}1}=\lambda_{_{\mathrm{BX}}}$	76	$y_6 = y_4 + 0.01 \cdot h_{\text{BX}}$
12	$0.2 \le \lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} \le 0.43$	77	$x_7 = 1,05 \cdot (L_{\mathcal{A}} + L_1)$
13	$0.2 \le \lambda_{\text{BX}} \le 0.43$ $Q = \frac{G_{\text{B}}}{\rho_{\text{BX}}}$	78	$x_8 = 0.95 \cdot (L_{\rm A} + L_1)$
14	$L_{\rm A} = 1,75 \cdot (Q/20)^{-2/3} \cdot h_{\rm BX}$	79	$y_7 = \frac{D_{\text{K cp}}}{2} + x_7 \cdot tg\beta - 0.95 \cdot H_{\text{ПЛ}}$
15	$n_{\rm A} = 1.65 + 0.1 \cdot \frac{L_{\rm A}}{h_{\scriptscriptstyle { m BX}}}$	80	$y_8 = \frac{D_{\text{K cp}}}{2} + x_7 \cdot tg\beta + 0.01 \cdot H_{\text{пл}}$
16	$n_{\scriptscriptstyle m A}=1$,8 + 0,1 $\cdot rac{L_{\scriptscriptstyle m A}}{h_{\scriptscriptstyle m BX}}$	81	$x_9 = 1.08 \cdot (L_{\rm fl} + L_1 + L_2)$
17	$n_{\rm d} = 1.8 + 0.1 \cdot \frac{L_{\rm d}}{h_{\rm bx}}$ $\xi_{\rm d} = 1.6 \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{\rm d}}\right)^2$	82	$x_{10} = 0.92 \cdot (L_{\rm A} + L_1 + L_2)$

Продолжение табл. 3.4

No	Определяемая величина	$N_{\underline{0}}$	Определяемая величина
п/п	и формула	Π/Π	и формула
18	$\Delta P_{\rm ck} = \frac{\rho_{\rm BX} \cdot w_{\rm BX}^2}{2}$	83	$y_9 = 1,039 \cdot y_7 - (H_{max} - \frac{H_{\Pi \Pi})}{2}$
19	$\Delta P_{\!\scriptscriptstyle m A}^* = \xi_{\scriptscriptstyle m A} \cdot \Delta P_{\scriptscriptstyle m CK}$	84	$y_{10} = 1.02 \cdot y_8 + (H_{max} - \frac{H_{\Pi\Pi})}{2}$
20	$\delta_{\scriptscriptstyle m A} = \Delta P_{\scriptscriptstyle m A}^*/P_2^* \cdot 100\%$	85	$R_1 = \frac{0.5 (H_{max}^2 + H_{\Pi\Pi}^2 - H_{max}H_{\Pi\Pi})}{H_{max}}$
21	$L_1 = 0.32 \cdot (Q/20)^{-2/3} \cdot L_{\pi}$	86	$H_{max} - H_{\Pi\Pi}$ $x_{O1} = x_{9}$
22	$D_{\text{пл cp}} = D_{\text{к cp}} + 2 \cdot (L_{\text{д}} + L_{1}) \cdot tg\beta$	87	$x_{01} - x_{01}$ $x_{02} = x_{10}$
	Для $Q < Q_0$ по пп. 23-27		02 10
23	H _{пл} — из прототипа	88	$y_{01} = y_{10} - R_1$
24	$d_{\scriptscriptstyle \Gamma}$ — из прототипа	89	$y_{02} = y_9 + R_1$
25	$z_{\scriptscriptstyle \Gamma}$ — из прототипа	90	$x_{11} = x_{12} = L_{\text{KC}}$
26	пп. 26-27 не выполняются из-за	91	$y_{11} = \frac{D_{\text{T}1}}{2}$
27	наличия одного ряда горелок	92	$y_{12} = \frac{D_{T2}}{2}$
	Для $Q > Q_0$ по пп. 28-33		
28	пп. 28-37 не выполняются из-за	93	$x_{13} = 1,025 \cdot (L_{A} + L_{1} + L_{3r})$
29	наличия одного ряда горелок	94	$x_{13} = 0.95 \cdot (x_{14} = L_{A} + L_{1} + L_{3\Gamma})$
30	-	95	$y_{13} = 1,087 \cdot (y_9 + (y_{11} - y_9) \frac{L_{3r} - L_2}{L_{3r} + L_{rc} - L_2})$
31	-	96	$y_{14} = 0.985 \cdot (y_{10} - (y_{10} - y_{12}) \frac{L_{3\Gamma} - L_2}{L_{3\Gamma} + L_{\Gamma C} - L_2})$
32	-	97	$h_{rc} = y_{14} - y_{13}$
33	-	98	$d_1 = 0.0047 \cdot Q$
34	-	99	$d_2 = 0.0044 \cdot Q$
35	-	100	$R_2 = R_1 + d_1$
36		101	$R_3 = R_1 + d_2$
37		102	$\alpha_1 = \arctan\left[\frac{y_{02} - y_5}{x_{02} - x_5}\right]$
38	$t=\pirac{D_{\Pi\Pi\; ext{cp}}}{z_{ ext{r}}}$	103	$\alpha_2 = \arccos \frac{R_2}{\sqrt{(x_{02} - x_5)^2 + (y_{02} - y_5)^2}}$
39	$\alpha_{\text{\tiny KC}} = \frac{G_{\text{\tiny B}}}{L_0 \cdot G_{\text{\tiny TOIIJ}}}$	104	$\alpha_{\sum 1} = \alpha_1 + \alpha_2$
40	$\bar{P} = \frac{P_2^*}{P_{20}^*}$	105	$\mathbf{x}_{15} = \mathbf{x}_{02} - \mathbf{R}_2 \cdot \cos \alpha_{\sum 1}$

Продолжение табл. 3.4

NC-	0	NC-	0
№	Определяемая величина	№ /	Определяемая величина
Π/Π	и формула	п/п	и формула
41	$V_{ ext{ iny MT}} = \pi \cdot D_{ ext{ iny KT cp}} . l_{ ext{ iny KT}} \cdot h_{ ext{ iny KT cp}}$	106	$y_{15} = y_{02} - 1, 1 \cdot R_2 \cdot \sin \alpha_{\sum 1}$
42	$H_{max} = 0.532 \cdot \sqrt{\frac{V_{\text{жT}}}{D_{\text{пл cp}}}}$	107	$\alpha_3 = \operatorname{arctg}\left[\frac{y_6 - y_{01}}{x_{01} - x_6}\right]$
43	$L_2 = 0.5 \cdot H_{max}$	108	$\alpha_4 = \arccos \frac{R_3}{\sqrt{(x_6 - x_{01})^2 + (y_6 - y_{01})^2}}$
44	$L_{3\Gamma} = 1.35 \cdot H_{max}$	109	$\alpha_{\sum 2} = \alpha_3 + \alpha_4$
45	$k_{\rm M} = \frac{H_{max}}{H_{\rm max0}}$	110	$\mathbf{x_{16}} = \mathbf{x_{O1}} - \mathbf{R_3} \cdot \cos \alpha_{\sum 2}$
46	$T_{3 \text{ cp M}} = \frac{H_u \cdot \eta_{\Gamma} + \alpha_{\text{KC}} \cdot L_0 \cdot c_{\text{pB}} \cdot T_2^*}{(1 + \alpha_{\text{KC}} \cdot L_0) \cdot c_{\text{p cp}}}$	111	$y_{16} = y_{01} + R_3 \cdot \sin \alpha_{\sum 2}$
47	$\bar{G}_{\text{OXJI T}} = f_1(T_3^*)$	112	$x_{17} = x_9 = 1.13 \cdot (L_{\pi} + L_1 + L_2)$
48	$\bar{G}_{\text{OXJITC}} = f_2(T_3^*)$	113	$x_{18} = x_9 = 0.88 \cdot (L_{\pi} + L_1 + L_2)$
49	$ar{G}_{3\;\Gamma} = rac{L_0 \cdot lpha_{3\;\Gamma} \cdot G_{ ext{TOIII}}}{G_{ ext{\tiny R}}}$	114	$y_{17} = y_9 - d_1$
50	$\bar{G}_{3,c} = 1 - \bar{G}_{0XII,T} - \bar{G}_{0XII,TC} - \bar{G}_{3,C}$	115	$y_{18} = y_{10} + d_2$
51	$\frac{\Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K}}}; \frac{\Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K K}}}; \frac{\Sigma \mu F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K}}}$	116	$x_{19} = L_{\text{KC}}$
52	$\frac{T_{3 \text{ cp M}}^*}{T_2^*}$	117	$y_{19} = 1,055 \cdot (y_{11} - d_1)$
53	$= \frac{\bar{G}_{3 \text{ c}} \cdot \frac{T_2^*}{T_3^*}}{(1 - \bar{G}_{\text{OXJI TC}} - \bar{G}_{\text{OXJI T}}) \cdot \frac{\mu \cdot \Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{jk}}}}$	118	$y_{20} = y_{18} = 1,052 \cdot (y_{10} + d_2)$
54	f_1 $f_2 = 1 + 0.1 \left(\frac{\Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K K}}} - 0.7 \right)$	119	$x_7' = 1,03 \cdot x_7$
55	$ar{L}_{ ext{rc}}$ — задается	120	$y_7' = 0.935 \cdot y_7$
56	$\theta_{\text{pac4}} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{G}_{3 \text{ C}}}{(1 - \bar{G}_{3 \text{ C}} - \bar{G}_{\text{OXM TC}})} \\ + 1,94 I_{\text{OTB}}^{(1,67+0,7 \bar{L}_{\text{TC}})} \bar{L}_{\text{TC}}^{2,1} + 1 \end{bmatrix} \times \\ \times \frac{1 - \bar{G}_{\text{OXM TC}}}{1,05 - \bar{G}_{\text{OXM TC}} - \bar{G}_{\text{OXM T}}} f_1 f_2$	121	$x_8' = 0.95 \cdot x_8$
57	$ heta_{ m pac q} - heta_{ m don}$	122	$y_8' = 1,085 \cdot y_8$
58	$L_{{}_{\Gamma {}^{\circ}}}=ar{L}_{{}_{\Gamma {}^{\circ}}}\cdot H_{max}$	123	$x_7^{\prime\prime} = 0.79 \cdot x_7$
59	$L_{\rm KC} = L_{\rm A} + L_1 + L_{\rm 3 \Gamma} + L_{\rm rc}$	124	$y_7'' = 1,005 \cdot y_7$

Окончание табл. 3.4

$N_{\underline{0}}$	Определяемая величина	$\mathcal{N}_{\underline{0}}$	Определяемая величина
Π/Π	и формула	Π/Π	и формула
60	$tg \ eta = rac{D_{ ext{T cp}} - D_{ ext{K cp}}}{2 \ L_{ ext{KC}}}$	125	$x_8^{\prime\prime}=0.8\cdot x_8$
61	$\beta = arctg \left[\frac{D_{\text{T cp}} - D_{\text{K cp}}}{2 L_{\text{KC}}} \right]$	126	$y_8'' = 0,965 \cdot y_8$
62	$eta_i - eta_{i-1}$	127	$x_{13}' = 0.905 \cdot x_{13}$
63	$x_1 = x_2$	128	$y_{13}' = 1,105 \cdot y_{13}$
64	$y_1 = \frac{D_{\text{K1}}}{2}$	129	$x_{14}' = 0.965 \cdot x_{14}$
65	$y_2 = \frac{D_{\kappa 2}}{2}$	130	$y_{14}' = 1,075 \cdot y_{14}$

Из-за большого числа итераций, для КС двигателей LEAP-1A и PW1133G построение математических моделей обликов было упрощено, так как в нём не использовались дополнительные точки. Это значительно облегчило построение математических моделей, но вызвало некоторые отклонения в расчётных обликах поотношению к реальным изделиям.

В таблице представлена математическая модель для КС типа LEAP-1A, а на рисунке 3.3 показано сравнение расчётного облика с реальным.

Таблица 3.5 – Математическая модель облика КС LEAP-1A

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая величина и формула
1	$D_{\kappa \mathrm{cp}} = \frac{D_{\kappa 1} + D_{\kappa 2}}{2}$	56	$\begin{split} \theta_{\text{pacy}} &= \\ &= \left[\frac{\bar{G}_{3 \text{ C}}}{(1 - \bar{G}_{3 \text{ C}} - \bar{G}_{\text{OXJI FC}})}}{1 + 1,94 I_{\text{OTB}}^{(1,67+0,7 \bar{L}_{\text{PC}})} \bar{L}_{\text{FC}}^{2,1}} + 1 \right] \times \\ &\times \frac{1 - \bar{G}_{\text{OXJI T}}}{1,05 - \bar{G}_{\text{OXJI FC}} - \bar{G}_{\text{OXJI T}}} f_1 f_2 \end{split}$
2	$h_{\text{BX}} = \frac{D_{\text{K}2} - D_{\text{K}1}}{2}$	57	$ heta_{ m pac ext{ iny -}} - heta_{ m don}$
3	$w_{\rm kp} = \sqrt{2\frac{k}{k+1}RT_2^*}$	58	$L_{ ext{rc}} = ar{L}_{ ext{rc}} \cdot H_{max}$
4	$\lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}1}$ — задается		-
5	$\rho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}^* = \frac{P_2^*}{RT_2^*}$	59	$L_{\text{KC}} = L_{\text{д}} + L_{1} + L_{3 \Gamma} + L_{\Gamma C}$

Продолжение таблицы 3.5

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая величина и формула
6	$\varepsilon(\lambda_{\text{BX 1}}) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda_{\text{BX1}}^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$	60	$tg~eta=rac{D_{ ext{T cp}}-D_{ ext{K cp}}}{2~L_{ ext{KC}}}$ (формула не используется)
7	$p_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} = arepsilon(\lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}1}) ho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}^*$	61	$eta = arctg \left[rac{D_{ ext{T cp}} - D_{ ext{K cp}}}{2 L_{ ext{KC}}} ight]$
8	$F_{\kappa} = \frac{\pi}{4} (D_{\kappa 2}^2 - D_{\kappa 1}^2)$	62	$eta_i - eta_{i-1}$ (формула не используется)
9	$w_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} = rac{G_{\scriptscriptstyle \mathrm{B}}}{ ho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} F_{\scriptscriptstyle \mathrm{K}}}$	63	$x_1 = x_2$
10	$\lambda_{\text{\tiny BX}} = \frac{w_{\text{\tiny BX}}}{w_{\text{\tiny KP}}}$	64	$y_1 = \frac{D_{\kappa 1}}{2}$
11	$\lambda_{_{ m BX}} = \lambda_{_{ m BX}1}$ Если они отличаются более чем на $0{,}01$	65	$y_2 = \frac{D_{\kappa 2}}{2}$
12	$0.2 \le \lambda_{\text{\tiny BX}} \le 0.35$	67	$x_3 = x_4 = x_5 = x_6 = L_{\text{д}}$
13	$Q=rac{G_{_{ m B}}}{ ho_{_{ m BX}}}$	68	$F_{\scriptscriptstyle m BMX} = \ n_{\scriptscriptstyle m A} F_{\scriptscriptstyle m K}$
14	$L_{\rm A} = 1.75(Q/20)^{-2/3} \cdot h_{\scriptscriptstyle { m BX}}$	69	$D'_{\text{\tiny K}\text{\tiny CP}} = D_{\text{\tiny K}\text{\tiny CP}} + 2L_{\text{\tiny A}} \cdot tg\beta$
15	$n_{\rm g} = 1,65 + 0,1 \frac{L_{\rm g}}{h_{\scriptscriptstyle { m BX}}}$	70	$h_{ ext{ iny Bbix}} = rac{F_{ ext{ iny Bbix}}}{\pi D_{ ext{ iny Cp}}}$
16	$n_{\rm A orp} = 1.8 + 0.1 \frac{L_{\rm A}}{h_{\rm BX}}$	71	$y_3 = \frac{D'_{\text{KCP}}}{2} - \frac{h_{\text{BMX}}}{2}$
17	$\xi_{\rm M}=1.6\left(1-\frac{1}{n_{\rm M}}\right)^2$	72	$y_4 = \frac{D'_{\text{KCP}}}{2} + \frac{h_{\text{BMX}}}{2}$
18	$\Delta p_{\scriptscriptstyle ext{CK}} = rac{ ho_{\scriptscriptstyle ext{BX}} w_{\scriptscriptstyle ext{BX}}^2}{2}$	73	$y_5 = y_3 - 0.2h_{\text{BX}}$
19	$\Delta p_{\scriptscriptstyle m A}^* = \xi_{\scriptscriptstyle m A} \Delta p_{\scriptscriptstyle m CK}$	74	$y_6 = y_4 + 0.2h_{\text{BX}}$
20	$\delta_{\scriptscriptstyle m A} = rac{\Delta p_{\scriptscriptstyle m A}^*}{p_{\scriptscriptstyle m 2}^*} 100\%$	75	$x_7 = x_8 = L_{\scriptscriptstyle \mathcal{I}} + L_1$
21	$L_1 = 0.32(Q/20)^{-2/3}L_{\rm A}$	76	$y_7 = \frac{D_{\text{K cp}}}{2} + x_7 \cdot tg\beta - 0.5H_{\Pi\Pi}$
22	$D_{\Pi\Pi \text{ cp}} = D_{\text{K cp}} + 2 \cdot (L_{\Pi} + L_{1}) \cdot tg\beta$	77	$y_8 = \frac{D_{\text{K cp}}}{2} + x_7 \cdot tg\beta + 0.5H_{\text{ПЛ}}$
	Для $Q < Q_0$ по пп. 23-27		-
23	$H_{ ext{пл}}$ — из прототипа	78	$x_9 = x_{10} = L_{\pi} + L_1 + L_2$
24	$d_{\scriptscriptstyle \Gamma}$ — из прототипа	79	$y_9 = y_7 - \frac{H_{max} - H_{\Pi\Pi}}{2}$
25	Z_{Γ} — из прототипа	80	$y_{10} = y_8 + \frac{H_{max} - H_{\Pi\Pi}}{2}$

Продолжение таблицы 3.5

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая величина и формула
26	Н _{цр} — задается	81	$R_1 = \frac{0.5 H_{max}^2 + 0.5 H_{\Pi\Pi}^2 - 0.5 H_{max} H_{\Pi\Pi}}{H_{max} - H_{\Pi\Pi}}$
27	$\frac{\Delta D}{2} = \frac{D_1 - D_2}{2} = d_{\scriptscriptstyle \Gamma} + \mathrm{H}_{\mathrm{цp}} + 0.003$ (формула не используется)	82	$x_{O1} = x_{O2} = x_9$
1	Для $Q > Q_0$ по пп. 28-33		-
28	$K_{\rm M} = \sqrt[3]{rac{Q}{Q_0}} = \sqrt[3]{rac{Q}{10}}$ (формула не используется)	83	$y_{01} = y_{10} - R_1$
29	$H_{\Pi\Pi} = 0.1 K_M$ (формула не используется)	84	$y_{02} = y_9 + R_1$
30	$d_{\scriptscriptstyle \Gamma} = 0.03 K_{M}$ (формула не используется)	85	$x_{11} = x_{12} = L_{\text{KC}}$
31	$Z_{\Gamma} = Z_{\Gamma 0}$ (формула не используется)	86	$y_{11} = \frac{D_{\text{T}1}}{2}$
32	$H_{\text{цр}} = 0.015 \text{K}_{\text{м}}$ (формула не используется)	87	$y_{12} = \frac{D_{\text{T}2}}{2}$
33	$\frac{\Delta D}{2} = 0.048 { m K}_{\scriptscriptstyle M}$ (формула не используется)	88	$x_{13} = x_{14} = L_{\mu} + L_1 + L_{3\Gamma}$
34	$D_1 = D_{\text{пл cp}} + \frac{\Delta D}{2}$ (формула не используется)	89	$y_{13} = y_9 + (y_{11} - y_9) \frac{L_{3\Gamma} - L_2}{L_{3\Gamma} + L_{\Gamma C} - L_2}$
35	$D_2 = D_{ ext{пл cp}} - rac{\Delta D}{2}$ (формула не используется)	90	$y_{14} = y_{10} - (y_{10} - y_{12}) \frac{L_{3\Gamma} - L_2}{L_{3\Gamma} + L_{\Gamma C} - L_2}$
36	$t_1 = rac{\pi D_1}{Z_\Gamma}$ (формула не используется)	91	$h_{\rm rc} = y_{14} - y_{13}$
37	$t_2=rac{\pi D_2}{Z_\Gamma}$	92	d_1 — задается
38	$Z_1 = \frac{\pi D_2}{d_{\scriptscriptstyle \Gamma} + 0.002}$	93	d_2 — задается
39	$lpha_{ ext{ iny KC}} = rac{G_{ ext{ iny B}}}{L_0 \cdot G_{ ext{ iny TOII},I}}$	94	$R_2 = R_1 + d_1$
40	$\overline{P} = \frac{P_2^*}{P_{2\ 0}^*}$	95	$R_3 = R_1 + d_2$

Окончание таблицы 3.5

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая величина и формула
41	$V_{\scriptscriptstyle \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \! \!$	96	$a_1 = arctg \left[\frac{y_{02} - y_5}{x_{02} - x_5} \right]$
42	$H_{max} = 0.532 \sqrt{\frac{V_{\text{ж}}}{D_{\text{пл cp}}}}$	97	$a_2 = \arccos \frac{R_2}{\sqrt{(x_{02} - x_5) + (y_{02} - y_5)}}$
43	$L_2 = 0.5H_{max}$	98	-
44	$L_{\rm 3\Gamma}=1{,}35H_{max}$	99	$a_{\Sigma 1} = a_1 + a_2$
45	$K_{\rm M} = \frac{H_{max}}{H_{\max 0}}$	100	$x_{15} = x_{02} - R_2 \cdot \cos a_{\sum 1}$
46	$T_{3\text{cp M}} = \frac{H_u \eta_{\Gamma} + \alpha_{\text{KC}} L_0 C_{p \text{B}} T_2^*}{(1 + \alpha_{\text{KC}} L_0) C_{p \text{cp}}}$	101	$a_3 = arctg \left[\frac{y_6 - y_{01}}{x_{01} - x_6} \right]$
47	$\overline{G}_{\mathtt{ОХЛТ}} = F_1(T_3^*)$ (формула не используется)	102	$a_4 = \arccos \frac{R_3}{\sqrt{(x_6 - x_{01}) + (y_6 - y_{01})}}$
48	$\overline{G}_{ОХЛГС} = F_2(T_3^*)$ (формула не используется)	103	$a_{\Sigma 2} = a_3 + a_4$
49	$\overline{\mathrm{G}}_{\scriptscriptstyle \mathrm{3\Gamma}} = rac{\mathrm{L}_{0} \mathrm{A}_{\scriptscriptstyle \mathrm{3\Gamma}} \mathrm{G}_{\scriptscriptstyle \mathrm{TO\Pi J}}}{\mathrm{G}_{\scriptscriptstyle \mathrm{B}}}$	104	$x_{16} = x_{01} - R_3 \cdot \cos a_{\Sigma 2}$
50	$ar{G}_{ ext{3 C}} = 1 - ar{G}_{ ext{охл T}} - ar{G}_{ ext{охл ГС}} - ar{G}_{ ext{3 Г}}$	105	$x_{17} = x_{18} = x_9$
51	$rac{\Sigma F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K}}}; rac{\Sigma F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K K}}}; rac{\Sigma \mu F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K}}}$	106	$y_{17} = y_9 - d_1$
52	$ \frac{T_{3 \text{ cp M}}^*}{T_2^*} $ $ = 1 + \frac{Hu\eta_{\text{r}}G_{\text{топл}}}{G_{\text{PCP}}[G_B(1 - G_{\text{ОХЛТ}}) + G_{\text{топл}}]} $	107	$y_{18} = y_{10} + d_2$
53	$I_{\text{OTB}} = \frac{\bar{G}_{3 \text{ C}} \cdot \frac{T_2^*}{T_3^*}}{(1 - \bar{G}_{\text{OXA FC}} - \bar{G}_{\text{OXA T}}) \cdot \frac{\mu \cdot \Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K}}}}$	108	$x_{19} = x_{20} = L_{\text{\tiny KC}}$
54	f_1 $f_2 = 1 + 0.1 \left(\frac{\Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K K}}} - 0.7 \right)$	109	$y_{19} = y_{11} - d_1$
55	$ar{L}_{ ext{rc}}$ — задается	110	$y_{20} = y_{18}$

На рисунке 3.4 показано значительное упрощение облика КС, так как на нём, например, отсутствует обтекатель купола ЖТ и имеют место отклонения отдельных элементов по форме. Измерение отклонений линий расчётного облика от реального показывает расхождения в диаметральных размерах КС относительно оси двигателя менее 5%, тем не менее сам облик КС имеет искажения.

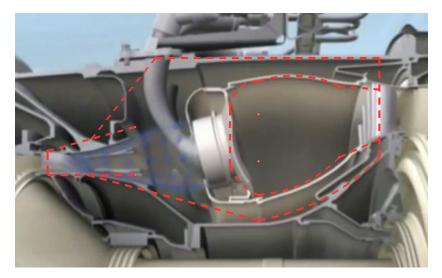


Рисунок 3.4 — Наложение расчётного облика на 3D-модель LEAP-1 (расчётный облик — пунктирная линия)

Аналогично была получена и математическая модель КС PW1133G (таблица 3.6, рисунок 3.5).

Таблица 3.6 – Математическая модель КС PW 1133G

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая величина и формула
1	$D_{\kappa \mathrm{cp}} = \frac{D_{\kappa 1} + D_{\kappa 2}}{2}$	58	$L_{ m rc} = \overline{L}_{ m rc} \cdot H_{max}$
2	$h_{\rm\scriptscriptstyle BX} = \frac{D_{\rm\scriptscriptstyle K}_2 - D_{\rm\scriptscriptstyle K}_1}{2}$	-	-
3	$W_{\rm kp} = \sqrt{2\frac{k}{k+1}RT_2^*}$	59	$L_{\rm KC} = L_{\rm A} + L_{\rm 1} + L_{\rm 3 r} + L_{\rm rc}$
4	$\lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX} 1}$ — задается	60	$tg~eta = rac{D_{ ext{T}~ ext{cp}} - D_{ ext{K}~ ext{cp}}}{2~L_{ ext{KC}}}$
5	$\rho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}^* = \frac{P_2^*}{RT_2^*}$	61	$eta = arctg \left[rac{D_{ ext{T cp}} - D_{ ext{K cp}}}{2 L_{ ext{KC}}} ight]$
6	$\varepsilon(\lambda_{\text{BX 1}}) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda_{\text{BX1}}^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$	62	$eta_i - eta_{i-1}$ (формула не используется)
7	$p_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} = arepsilon(\lambda_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}1}) ho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}}^*$	63	$x_1 = x_2$
8	$F_{\kappa} = \frac{\pi}{4} (D_{\kappa 2}^2 - D_{\kappa 1}^2)$	64	$y_1 = \frac{D_{\kappa 1}}{2}$
9	$w_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} = \frac{G_{\scriptscriptstyle \mathrm{B}}}{\rho_{\scriptscriptstyle \mathrm{BX}} F_{\scriptscriptstyle \mathrm{K}}}$	65	$y_2 = \frac{D_{\kappa 2}}{2}$
10	$\lambda_{ ext{BX}} = rac{\omega_{ ext{BX}}}{\omega_{ ext{Kp}}}$	67	$x_3 = x_4 = x_5 = x_6 = L_{\rm g}$
11	$\lambda_{_{BX}} - \lambda_{_{BX}1}$	68	$F_{\scriptscriptstyle m Bbix} = n_{\scriptscriptstyle m J} F_{\scriptscriptstyle m K}$

Продолжение табл. 3.6

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая региница и формула
			Определяемая величина и формула
12	$0.2 \le \lambda_{\text{BX}} \le 0.35$	69	$D'_{\kappa \mathrm{cp}} = D_{\kappa \mathrm{cp}} + 2L_{\mathrm{\pi}} \cdot tg\beta$
13	$Q=rac{G_{_{ m B}}}{ ho_{_{ m BX}}}$	70	$h_{\scriptscriptstyle m BbIX} = rac{F_{\scriptscriptstyle m BbIX}}{\pi D_{\scriptscriptstyle m Kcp}}$
14	$L_{\rm g} = 1.15(Q/20)^{-2/3} \cdot h_{\rm BX}$	71	$y_3 = \frac{D'_{\text{KCP}}}{2} - \frac{h_{\text{BMX}}}{2}$
15	$n_{\rm A} = 1,65 + 0.1 \frac{L_{\rm A}}{h_{\scriptscriptstyle { m BX}}}$	72	$y_4 = \frac{D'_{\text{KCP}}}{2} + \frac{h_{\text{BMX}}}{2}$
16	$n_{_{ m JOTp}} = 1.8 + 0.1 rac{L_{ m J}}{h_{ m BX}}$	73	$y_5 = y_3 - 0.2h_{\text{bx}}$
17	$\xi_{\mathrm{M}} = 1.6 \left(1 - \frac{1}{n_{\mathrm{M}}} \right)^2$	74	$y_6 = y_4 + 0.2h_{\text{BX}}$
18	$\Delta p_{\scriptscriptstyle ext{CK}} = rac{ ho_{\scriptscriptstyle ext{BX}} w_{\scriptscriptstyle ext{BX}}^2}{2}$	75	$x_7 = x_8 = L_{\scriptscriptstyle \mathcal{I}} + L_1$
19	$\Delta p_{\scriptscriptstyle m H}^* = \xi_{\scriptscriptstyle m H} \Delta p_{\scriptscriptstyle m CK}$	76	$y_7 = \frac{D_{\text{K cp}}}{2} - x_7 \cdot tg\beta - 0.5H_{\text{пл}}$
20	$\delta_{\scriptscriptstyle m A} = rac{\Delta p_{\scriptscriptstyle m A}^*}{p_{\scriptscriptstyle 2}^*} 100\%$	77	$y_8 = \frac{D_{\text{K cp}}}{2} - x_7 \cdot tg\beta + 0.5H_{\text{ПЛ}}$
21	$L_1 = 0.32(Q/20)^{-2/3}L_{\rm d}$	78	$x_9 = x_{10} = L_{\mathbf{A}} + L_1 + L_2$
22	$D_{\text{пл cp}} = D_{\text{к cp}} + 2 \cdot (L_{\text{д}} + L_{1}) \cdot tg\beta$	79	$y_9 = y_7 - \frac{H_{max} - H_{\Pi\Pi}}{2}$
	Для $Q < Q_0$ по пп. 23-27		-
23	<i>H</i> пл − задается	80	$y_{10} = y_8 + \frac{H_{max} - H_{\Pi\Pi}}{2}$
24	$d_{ m r}$ — задается	81	$R_1 = \frac{0.5 H_{max}^2 + 0.5 H_{\Pi\Pi}^2 - 0.5 H_{max} H_{\Pi\Pi}}{H_{max} - H_{\Pi\Pi}}$
25	Z_Γ — из прототипа	82	$x_{01} = x_{02} = x_9$
26	Н _{цр} — задается	83	$y_{01} = y_{10} - R_1$
27	$\frac{\Delta D}{2} = \frac{D_1 - D_2}{2} = d_{\mathrm{r}} + \mathrm{H}_{\mathrm{up}} + 0.003$ (формула не используется)	84	$y_{02} = y_9 + R_1$
	Для $Q > Q_0$ по пп. 28-33	-	<u>-</u>
28	$K_{\rm M} = \sqrt[3]{\frac{Q}{Q_0}} = \sqrt[3]{\frac{Q}{10}}$	85	$x_{11} = x_{12} = L_{\kappa c}$
	(формула не используется)		
29	$H_{\Pi\Pi} = 0.1 K_M$ (формула не используется)	86	$y_{11} = \frac{D_{\text{T}1}}{2}$
30	$d_{\rm r} = 0.03 K_{M}$ (формула не используется)	87	$y_{12} = \frac{D_{\text{T2}}}{2}$

Продолжение табл. 3.6

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая величина и формула
31	$Z_{\Gamma}=Z_{\Gamma 0}$ (формула не используется)	88	$x_{13} = x_{14} = L_{\mathrm{fl}} + L_{1} + L_{3\mathrm{r}}$
32	$H_{\text{цр}} = 0.015 \text{K}_{\text{м}}$ (формула не используется)	89	$y_{13} = y_9 + 1.5(y_{11} - y_9) \frac{L_{3\Gamma} - L_2}{L_{3\Gamma} + L_{\Gamma C} - L_2}$
33	$\frac{\Delta D}{2} = 0.048 {\rm K}_{\scriptscriptstyle \rm M}$ (формула не используется)	90	$y_{14} = y_{10} - 3(y_{10} - y_{12}) \frac{L_{3\Gamma} - L_2}{L_{3\Gamma} + L_{\Gamma C} - L_2}$
34	$D_1 = D_{\text{пл cp}} + \frac{\Delta D}{2}$ (формула не используется)	91	$h_{\rm rc} = y_{14} - y_{13}$
35	$D_2 = D_{\text{пл cp}} - \frac{\Delta D}{2}$ (формула не используется)	92	d_1 — задается
36	$t_1 = rac{\pi D_1}{z_{\scriptscriptstyle \Gamma}}$ (формула не используется)	93	d_2 — задается
37	$t_2 = \frac{\pi D_2}{z_{\scriptscriptstyle \Gamma}}$ (формула не используется)	94	$d_1 = 0.0017Q$
38	$Z_1 = rac{\pi D_2}{d_{\scriptscriptstyle \Gamma} + 0.002}$ (формула не используется)	95	$d_2 = 0.0015Q$
39	$lpha_{ ext{ iny KC}} = rac{G_{ ext{ iny B}}}{L_0 \cdot G_{ ext{ iny TORIJ}}}$	96	$R_2 = R_1 + d_1$
40	$\overline{P} = \frac{P_2^*}{P_{2\ 0}^*}$	97	$R_3 = R_1 + d_2$
41	$V_{\!\scriptscriptstyle \mathrm{K}} = \pi \cdot D_{\mathrm{cp. mt}} \cdot l_{\!\scriptscriptstyle \mathrm{MT}} \cdot h_{\!\scriptscriptstyle \mathrm{MT. cp}}$	98	$a_1 = arctg \left[\frac{y_{02} - y_5}{x_{02} - x_5} \right]$
42	$H_{max} = 0.47 \sqrt{\frac{V_{\text{x}}}{D_{\text{пл cp}}}}$	99	$a_2 = \arccos \frac{R_2}{\sqrt{(x_{02} - x_5) + (y_{02} - y_5)}}$
43	$L_2 = 0.5H_{max}$	100	$a_{\Sigma 1} = a_1 + a_2$
44	$L_{\rm 3r}=1,2H_{max}$	101	$x_{15} = x_{02} - R_2 \cdot \cos a_{\sum 1}$
45	$K_{\rm M} = \frac{H_{max}}{H_{\rm max0}}$	102	$y_{15} = y_{02} - R_2 \cdot \sin \alpha_{\sum 1}$
46	$T_{3 { m cp}{\scriptscriptstyle M}} - { m no}$ рисунку	103	$a_3 = arctg \left[\frac{y_6 - y_{01}}{x_{01} - x_6} \right]$
47	$\overline{G}_{OXJIT} = F_{1}(T_{3}^{*})$	104	$a_4 = \arccos \frac{R_3}{\sqrt{(x_6 - x_{01}) + (y_6 - y_{01})}}$

Окончание табл. 3.6

№ п/п	Определяемая величина и формула	№ п/п	Определяемая величина и формула
48	$\overline{G}_{OXJIFC} = F_2(T_3^*)$	105	$a_{\sum 2} = a_3 + a_4$
49	$\overline{\mathrm{G}}_{\scriptscriptstyle\mathrm{3\Gamma}} = rac{\mathrm{L}_{\mathrm{0}} \mathrm{A}_{\scriptscriptstyle\mathrm{3\Gamma}} \mathrm{G}_{\scriptscriptstyle\mathrm{TO\Pi J}}}{\mathrm{G}_{\scriptscriptstyle\mathrm{B}}}$	106	$x_{16} = x_{O1} - R_3 \cdot \cos a_{\Sigma 2}$
50	$\bar{G}_{3 c} = 1 - \bar{G}_{0 X J T} - \bar{G}_{0 X J T C} - \bar{G}_{3 C}$	107	$y_{16} = y_{01} + R_3 \cdot \sin \alpha_{\sum 2}$
51	$\frac{\Sigma F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K}}}; \frac{\Sigma F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K K}}}; \frac{\Sigma \mu F_{ ext{OTB}}}{F_{ ext{K}}}$	108	$x_{17} = x_{18} = x_9$
52	$rac{T_{3 \; ext{CpM}}^*}{T_2^*} = 1 + rac{Hu\eta_{ ext{\tiny r}}G_{ ext{\tiny TOIIJ}}}{C_{ ext{\tiny PCP}}[G_B(1-G_{ ext{\tiny OXJIT}})+G_{ ext{\tiny TOIIJ}}]}$	109	$y_{17} = y_9 - d_1$
53	$\begin{split} I_{\text{OTB}} &= \\ &= \frac{\bar{G}_{\text{3 c}} \cdot \frac{T_2^*}{T_3^*}}{(1 - \bar{G}_{\text{OXA FC}} - \bar{G}_{\text{OXA T}}) \cdot \frac{\mu \cdot \Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K}}} \end{split}$	110	$y_{18} = y_{10} + d_2$
54	f_1 $f_2 = 1 + 0.1 \left(\frac{\Sigma F_{\text{OTB}}}{F_{\text{K K}}} - 0.7 \right)$	111	$x_{19} = x_{20} = L_{\text{KC}}$
55	$ar{L}_{ ext{rc}}$ — задается	112	$y_{19} = y_{11} - d_1$
56	$\theta_{\text{pacy}} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{G}_{3 \text{ c}}}{(1 - \bar{G}_{3 \text{ c}} - \bar{G}_{\text{OXJI FC}})} \\ 1 + 1,94 I_{\text{OTB}}^{(1,67+0,7 \bar{L}_{\text{FC}})} \bar{L}_{\text{FC}}^{2,1} + 1 \end{bmatrix} \times \\ \times \frac{1 - \bar{G}_{\text{OXJI T}}}{1,05 - \bar{G}_{\text{OXJI TC}} - \bar{G}_{\text{OXJI T}}} f_1 f_2$	113	$y_{20} = y_{18}$
57	$ heta_{ m pac^{_{4}}} - heta_{ m доп}$	-	-

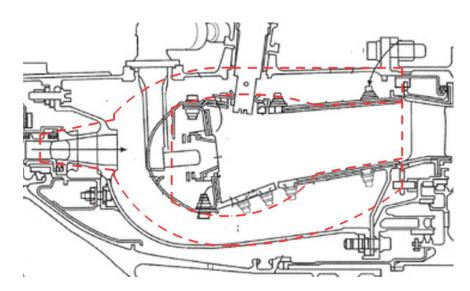


Рисунок 3.5 – Сравнение расчётного и реального обликов КС PW 1133G (расчётный облик – пунктирная линия)

Полученные на основе упрощённых математических моделей облики могут использоваться для оценки возможных вариантов конструкции, когда отсутствует необходимость в точном воспроизведении облика камеры сгорания и достаточно определения её характерных размеров. При необходимости более детальной проработки выбранной схемы КС, например, для этапа эскизного проекта, имеет смысл использовать более точные модели.

3.2 Метод формирования облика камеры сгорания на базе масштабирования

Трудоемкость построения облика с использованием способа, описанного в п. 3.1, привела к поиску других, более простых в реализации решений. В источниках [14, 79] отмечается, что в настоящее время ГТД различного назначения в основном создаются либо на базе единого газогенератора, либо с использованием геометрического моделирования. С помощью второго способа были спроектированы следующие двигатели: Д-30КУ на базе Д-30, BR710 на базе V 2500, Trent 900 на базе Trent 800, CF34-10 на базе CFM56-5 и др. [14]. Успешность такого подхода прошла проверку временем и подтвердила его работоспособность как для двигателей в целом, так и для их элементов. Условием его использования является ограничение изменения размеров моделируемого узла не более чем на ±20%. Поэтому для авиационных ГТД, созданных таким путём, коэффициент моделирования изменяется в пределах 0,8...1,13. В свою очередь, степень повышения давления в компрессоре и температура газа на входе в турбину для масштабируемого и создаваемого двигателя должны быть примерно равны. Такая стратегия была выбрана для второго метода формирования облика КС на основе масштабирования. Реализация этого метода в виде схемы показана на рисунке 3.6.

Для облика КС-прототипа проводится выбор реперных точек, а затем выполняется описание контура на основе соотношений аналитической геометрии, формируется математическая модель. После построения контура КС определяются места максимальных отклонений размеров от прототипа и по их значениям принимается решение о пригодности математической модели для проектирования подобных КС.

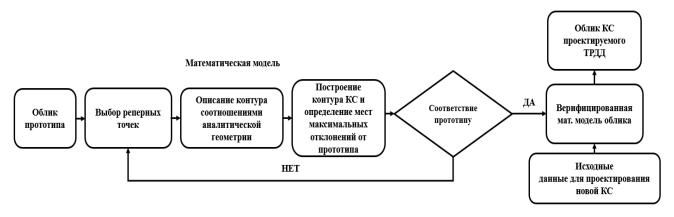


Рисунок 3.6 – Принципиальная схема метода формирования облика КС на основе масштабирования

Алгоритм работы был следующим. В начале собиралась графическая информация по интересующему двигателю и его камере сгорания (рисунки 3.7, 3.8).

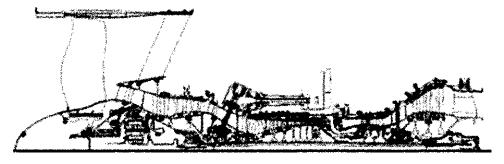


Рисунок 3.7 – Схема двигателя PW1133G

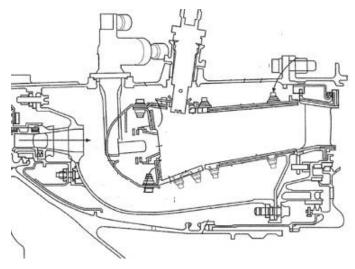


Рисунок 3.8 – Схема КС двигателя PW1133G

На основе данных по двигателю и камере строилась отмасштабированная по известным размерам схема, на которую наносились характерные точки реального облика (рисунок 3.9).

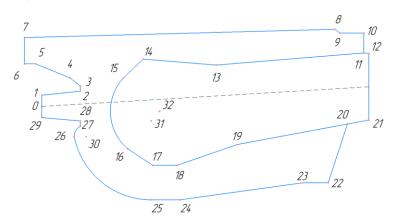


Рисунок 3.9 – Схема камеры сгорания PW1133G характерными точками

Далее выбиралось положение начала координат (рисунок 3.10) и размещение в них облика. При этом он масштабировался с использованием известных значений верхнего и нижнего диаметров проходных сечений на выходе из компрессора и на входе в турбину.

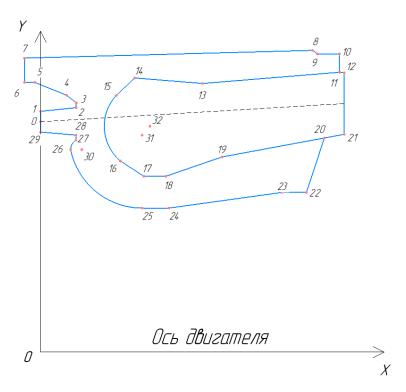


Рисунок 3.10 – Облик с характерными точками в сетке координат

На полученном облике указывались размеры для положения всех характерных точек (рисунок 3.11).

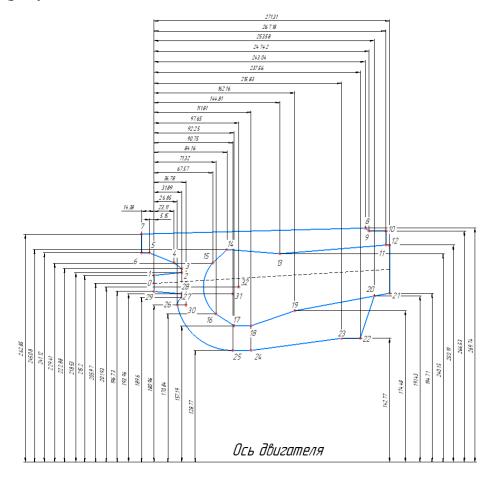


Рисунок 3.11 – Облик камеры сгорания PW 1133G с размерами

Затем все координаты были выражены в виде простейших уравнений на основе их взаимосвязей с координатами, которые обычно задаются как исходные данные на проектирование КС или могут быть по ним определены. Например, средний радиус на выходе из компрессора. Для построения всех точек нам необходимо определить их координаты X и Y. В рассматриваемом примере построения для всех вычислений будем использовать привязку к точке 0, так как Y этой точки высчитывается из известных нам значений (это Y точек 1 и 29), а X мы примем за 0. Координаты всех остальных точек будут масштабироваться от координаты Y данной точки. Полученная таким образом математическая модель облика КС PW 1133G типа TALON X приведена в таблице 3.7.

Таблица 3.7 – Математическая модель облика КС PW1133G

№ точки	Вычисление координат	№ точки	Вычисление координат
0	$x_0 = 0$ $y_0 = \frac{y_1 + y_{29}}{2}$	17	$x_{17} = y_0 \cdot 0,4479$ $y_{17} = y_0 \cdot 0,7632$
1	$x_1 = 0$ $y_1 - $ задана	18	$x_{18} = y_0 \cdot 0,5429$ $y_{18} = y_{17}$
2	$x_2 = y_0 \cdot 0,1548$ $y_2 = y_0 \cdot 1,061$	19	$x_{19} = y_0 \cdot 0,7873$ $y_{19} = y_0 \cdot 0,8471$
3	$x_3 = x_2 y_3 = y_0 \cdot 1,0821$	20	$x_{20} = y_0 \cdot 1,2312$ $y_{20} = y_0 \cdot 0,9294$
4	$x_4 = y_0 \cdot 0,1122$ $y_4 = y_0 \cdot 1,1152$	21	$x_{21} = x_{12}$ y_{21} — задана
5	$x_5 = y_0 \cdot (-0.025)$ $y_5 = y_0 \cdot 1.1707$	22	$x_{22} = y_0 \cdot 1,1534$ $y_{22} = y_0 \cdot 0,6932$
6	$x_6 = y_0 \cdot (-0,0698)$ $y_6 = y_5$	23	$x_{23} = y_0 \cdot 1,0479$ $y_{23} = y_{22}$
7	$x_7 = x_6 y_7 = y_0 \cdot 1,2762$	24	$x_{24} = y_0 \cdot 0,5567$ $y_{24} = y_0 \cdot 0,6252$
8	$x_8 = y_0 \cdot 1,18$ $y_8 = y_0 \cdot 1,3096$	25	$x_{25} = y_0 \cdot 0,4406$ $y_{25} = y_{24}$
9	$x_9 = y_0 \cdot 1,2013$ $y_9 = y_0 \cdot 1,2941$	26	$x_{26} = y_0 \cdot 0.1304$ $y_{26} = y_0 \cdot 0.879$
10	$x_{10} = y_0 \cdot 1,2972$ $y_{10} = y_9$	27	$x_{27} = y_0 \cdot 0,1548$ $y_{27} = y_0 \cdot 0,9205$
11	$x_{11} = x_{10}$ $y_{11} = y_0 \cdot 1,2147$	28	$x_{28} = x_{27}$ $y_{28} = y_0 \cdot 0,9417$
12	$x_{12} = y_0 \cdot 1,3173$ $y_{12} - $ задана	29	$x_{29} = x_1 \ y_{29} - $ задана
13	$x_{13} = y_0 \cdot 0,7031$ $y_{13} = y_0 \cdot 1,166$	30	$x_{30} = y_0 \cdot 0,1778$ $y_{30} = y_{26}$
14	$x_{14} = y_0 \cdot 0,4086$ $y_{14} = y_0 \cdot 1,1899$	31	$x_{31} = y_0 \cdot 0,4406$ $y_{31} = y_{28}$
15	$x_{15} = y_0 \cdot 0,3281$ $y_{15} = y_0 \cdot 1,1138$	32	$x_{32} = y_0 \cdot 0,4741$ $y_{32} = y_0 \cdot 0,9804$
16	$x_{16} = y_0 \cdot 0.3463$ $y_{16} = y_0 \cdot 0.8295$	-	-

Все точки соединяются последовательно прямыми линиями. За исключением соединения точек 15 с 16, 25 с 26 и 26 с 27. Данные точки соединяются с помощью окружности. Так же прямой линией соединяются точки 12 и 21.

Точки 15 и 16 соединяются окружностью радиусом $R_1 = y_0 * 0,1978$ с центром в точке 32. Точки 25 и 26 соединяются окружностью радиусом $R_2 = y_0 * 0,3165$ с центром в точке 31. Точки 26 и 27 соединяются окружностью радиусом $R_3 = y_0 * 0,0482$ с центром в точке 30.

На рисунке 3.12 показан облик камеры сгорания, построенный с использованием метода масштабирования.

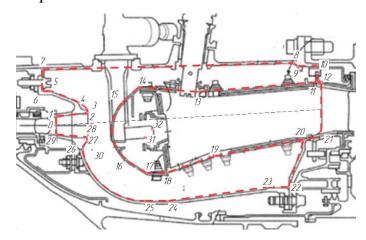


Рисунок 3.12 – Наложение расчётного облика на облик камеры сгорания PW1133G. (расчётный облик – пунктирная линия)

С помощью описанного метода было выполнено построение обликов КС двигателей GEnx-1 и LEAP-1A. Исходные данные для GEnx-1 представлены на рисунках 3.13 и 3.14

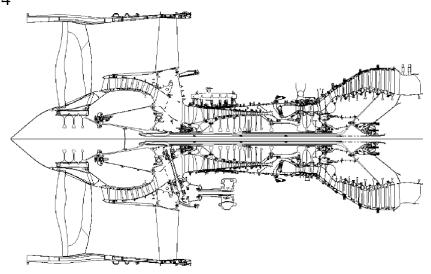


Рисунок 3.13 – Схема двигателя GEnx – 1B

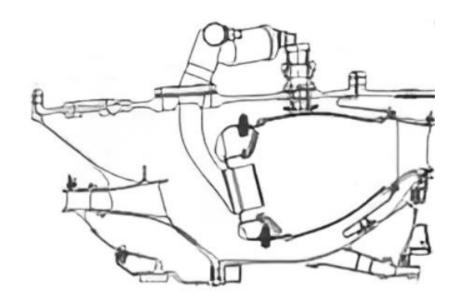


Рисунок 3.14 – Схема КС двигателя GEnx – 1В

На рисунке 3.15 показана схема расположения точек и облика относительно координат. Схема с проставленными размерами показана на рисунке 3.16.

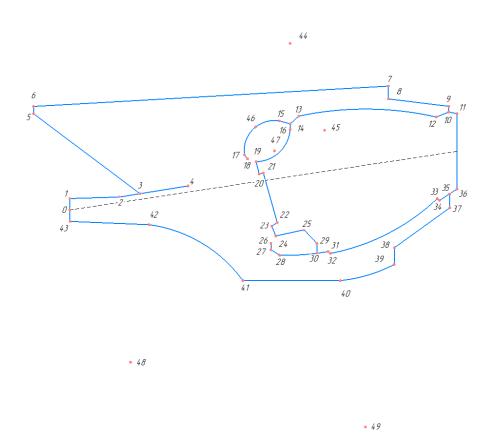


Рисунок 3.15 – Расположение характерных точек при построении облика GEnx – 1B

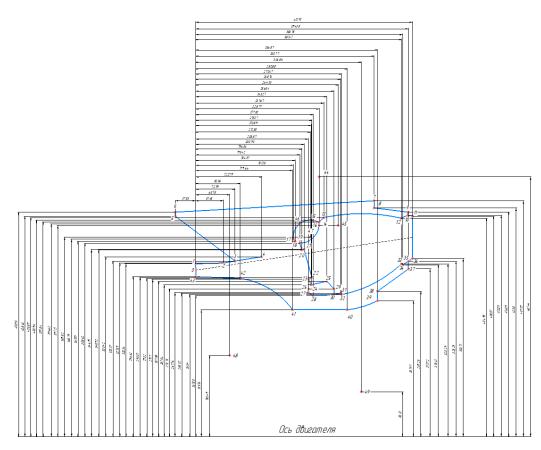


Рисунок 3.16 – Схема КС GEnx-1B с размерами

Для построения всех точек нам необходимо определить их координаты X и Y. Для всех вычислений будем использовать точку 0, так как Y этой точки высчитывается из известных нам значений (это Y точек 1 и 46), а X мы примем за 0. Координаты всех остальных точек будут масштабироваться от координаты Y данной точки.

Таблица 3.8 – Математическая модель облика камеры сгорания GEnx – 1B

№ точки	Вычисление координат	№ точки	Вычисление координат
0	$x_0 = 0 \\ y_0 = \frac{y_1 + y_{43}}{2}$	25	$x_{25} = y_0 \cdot 0,7884$ $y_{25} = y_0 \cdot 0,9332$
1	$x_1 = 0 \ y_1 - $ задана	26	$x_{26} = y_0 \cdot 0,6771$ $y_{26} = y_0 \cdot 0,9127$
2	$x_2 = y_0 \cdot 0,1668$ $y_2 = y_0 \cdot 1,0435$	27	$x_{27} = x_{26}$ $y_{27} = y_0.0,8874$

Продолжение таблицы 3.8

№ точки	Вычисление координат	№ точки	Вычисление координат
_	$x_3 = y_0 \cdot 0.2048$		$x_{28} = y_0 \cdot 0,7161$
3	$y_3 = y_0 \cdot 1,0548$	28	$y_{28} = y_0 \cdot 0,8661$
,	$x_4 = y_0 \cdot 0.398$	20	$x_{29} = y_0 \cdot 0.8316$
4	$y_4 = y_0 \cdot 1,0808$	29	$y_{29} = y_0 \cdot 0.8874$
	$x_5 = y_0 \cdot (-0.1217)$	20	$x_{30} = x_{29}$
5	$y_5 = y_0 \cdot 1,324$	30	$y_{30} = y_0 \cdot 0.8539$
6	$x_6 = x_5$	21	$x_{31} = y_0 \cdot 0.8693$
6	$y_6 = y_0 \cdot 1,3483$	31	$y_{31} = y_0 \cdot 0,8601$
7	$x_7 = y_0 \cdot 1,0723$	32	$x_{32} = y_0 \cdot 0,8768$
/	$y_7 = y_0 \cdot 1,4169$	32	$y_{32} = y_{30}$
8	$x_8 = x_7$	33	$x_{33} = y_0 \cdot 1,2364$
8	$y_8 = y_0 \cdot 1,3738$	33	$y_{33} = y_0 \cdot 1,0383$
9	$x_9 = y_0 \cdot 1,2791$	34	$x_{34} = y_0 \cdot 1,2505$
	$y_9 = y_0 \cdot 1,3488$	J -	$y_{34} = y_0 \cdot 1,0322$
10	$x_{10} = x_9$	35	$x_{35} = y_0 \cdot 1,2791$
10	$y_{10} = y_0 \cdot 1,3294$	33	$y_{35} = y_0 \cdot 1,0545$
11	$x_{11} = y_0 \cdot 1,3029$	36	$x_{36} = x_{11}$
	у ₁₁ — задана		$y_{36} = -$ задана
12	$x_{12} = y_0 \cdot 1,2364$	37	$x_{37} = x_{35}$
	$y_{12} = y_0 \cdot 1{,}3127$		$y_{37}y_0 \cdot 1,0073$
13	$x_{13} = y_0 \cdot 0,7705$	38	$x_{38} = y_0 \cdot 1,092$
	$y_{13} = y_0 \cdot 1,3158$		$y_{38} = y_0 \cdot 0,8728$
14	$x_{14} = y_0 \cdot 0,7416$	39	$x_{39} = x_{38}$
	$y_{14} = y_0 \cdot 1,2897$		$y_{39} = y_0 \cdot 0.8146$
15	$x_{15} = y_0 \cdot 0,7061$	40	$x_{40} = y_0 \cdot 0.9105$
	$y_{15} = y_0 \cdot 1,2998$		$y_{40} = y_0 \cdot 0,7623$
16	$x_{16} = x_{15}$	41	$x_{41} = y_0 \cdot 0,5824$
	$y_{16} = y_0 \cdot 1,2682$		$y_{41} = y_{40}$
17	$x_{17} = y_0 \cdot 0,5876$	42	$x_{42} = y_0 \cdot 0.267$
	$y_{17} = y_0 \cdot 1,1858$		$y_{42} = y_0 \cdot 0,9505$
18	$x_{18} = y_0 \cdot 0,5983$	43	$x_{43} = x_1$
	$y_{18} = y_0 \cdot 1,1722$		y ₄₃ — задана
19	$x_{19} = y_0 \cdot 0,627$	44	$x_{44} = y_0 \cdot 0.7416$
	$y_{19} = y_0 \cdot 1,1625$ $x_{20} = y_0 \cdot 0,6371$		$y_{44} = y_0 \cdot 1,5607$ $x_{45} = y_0 \cdot 0,8575$
20		45	
	$y_{20} = y_0 \cdot 1,1214$ $x_{21} = y_0 \cdot 0,6514$		$y_{45} = y_0 \cdot 1,2682$ $x_{46} = y_0 \cdot 0,627$
21		46	
	$y_{21} = y_0 \cdot 1,1246$		$y_{46} = y_0 \cdot 1,2792$

11	Іродолжение таблицы і	3.	8
----	-----------------------	----	---

№ точки	Вычисление координат	№ точки	Вычисление координат
22	$x_{22} = y_0 \cdot 0,6982$	47	$x_{47} = y_0 \cdot 0,689$
22	$y_{22} = y_0 \cdot 0,9573$	47	$y_{47} = y_0 \cdot 1,1988$
23	$x_{23} = y_0 \cdot 0,6771$	48	$x_{48} = y_0 \cdot 0.2048$
23	$y_{23} = y_0 \cdot 1,2698$	70	$y_{48} = y_0 \cdot 0,4878$
24	$x_{24} = y_0 \cdot 0,6934$	49	$x_{49} = y_0 \cdot 0,9947$
24	$y_{24} = y_0 \cdot 0,9127$	77	$y_{49} = y_0 \cdot 0.2698$

Результаты сопоставления расчётного и реального обликов представлены на рисунке 3.17.

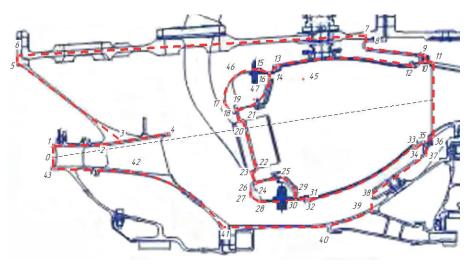


Рисунок 3.17 – Наложение расчётного облика на облик камеры сгорания GEnx (TAPS I) (расчётный облик – пунктирная линия)

Исходные данные для моделирования облика КС двигателя Rolls-Royce TRENT 1000 показаны на рисунках 3.18, 3.19.

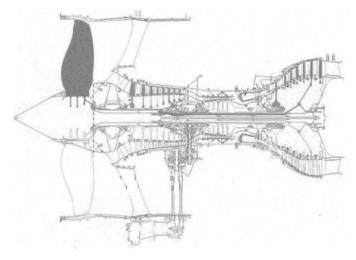


Рисунок 3.18 – Схема двигателя Trent 1000

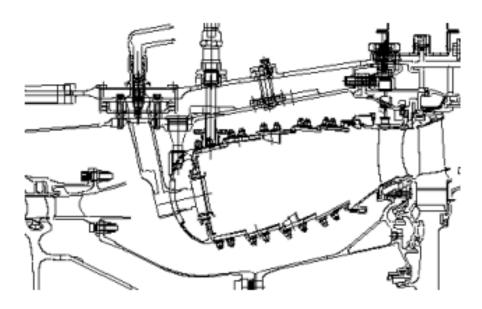


Рисунок 3.19 – Схема КС Trent 1000

Расположение характерных точек КС показано на рисунке 3.20. Схема с проставленными размерами показана на рисунке 3.21.

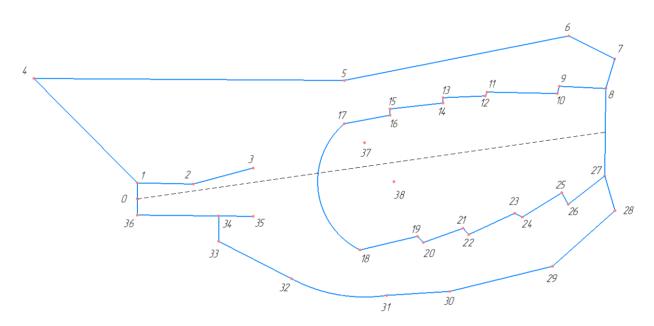


Рисунок 3.20 – Расположение характерных точек КС Trent 1000

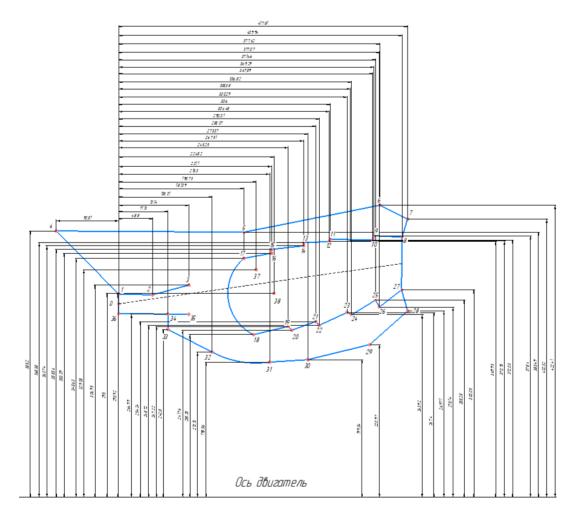


Рисунок 3.21 – Схема с размерами КС Trent 1000

Для построения всех точек нам необходимо определить их координаты X и Y. Для всех вычислений будем использовать точку 0, так как Y этой точки высчитывается из известных нам значений (это Y точек 1 и 36), а X мы примем за 0. Координаты всех остальных точек будут масштабироваться от координаты Y данной точки.

Таблица 3.9 – Математическая модель КС Trent 1000

№ точки	Вычисление координат	№ точки	Вычисление координат
0	$x_0 = 0 \\ y_0 = \frac{y_1 + y_{36}}{2}$	20	$x_{20} = y_0 \cdot 0,8955$ $y_{20} = y_0 \cdot 0,8651$
1	$x_1 = 0$ $y_1 - $ задана	21	$x_{21} = y_0 \cdot 1,0201$ $y_{21} = y_0 \cdot 0,9098$
2	$x_2 = y_0 \cdot 0,1746 y_2 = y_0$	22	$x_{22} = y_0 \cdot 1,0378$ $y_{22} = y_0 \cdot 0,89$

Продолжение таблицы 3.9

№ точки	Вычисление координат	№ точки	Вычисление координат
3	$x_3 = y_0 \cdot 0.3628$	23	$x_{23} = y_0 \cdot 1,1819$
3	$y_3 = y_0 \cdot 1,0984$	23	$y_{23} = y_0 \cdot 0,9926$
4	$x_4 = y_0 \cdot (-0.3239)$	24	$x_{24} = y_0 \cdot 1,2053$
4	$y_4 = y_0 \cdot 1,3784$	24	$y_{24} = y_0 \cdot 0,9444$
5	$x_5 = y_0 \cdot 0.648$	25	$x_{25} = y_0 \cdot 1{,}3292$
3	$y_5 = y_0 \cdot 1,3723$	23	$y_{25} = y_0 \cdot 1,0208$
6	$x_6 = y_0 \cdot 1,3513$	26	$x_{26} = y_0 \cdot 1,3493$
	$y_6 = y_0 \cdot 1,5115$	20	$y_{26} = y_0 \cdot 0,9846$
7	$x_7 = y_0 \cdot 1,4951$	27	$x_{27} = y_0 \cdot 1,467$
,	$y_7 = y_0 \cdot 1,4397$	_,	у ₂₇ — задана
8	$x_8 = y_0 \cdot 1,4669$	28	$x_{28} = x_7$
	$y_8 = -$ задана	0	$y_{28} = y_0 \cdot 0,9651$
9	$x_9 = y_0 \cdot 1,3215$	29	$x_{29} = y_0 \cdot 1{,}3001$
	$y_9 = y_0 \cdot 1,3541$		$y_{29} = y_0 \cdot 0,7907$
10	$x_{10} = y_0 \cdot 1{,}3154$	30	$x_{30} = y_0 \cdot 0.9782$
	$y_{10} = y_0 \cdot 1{,}3313$		$y_{30} = y_0 \cdot 0,7122$
11	$x_{11} = y_0 \cdot 1,095$	31	$x_{31} = y_0 \cdot 0.7813$
	$y_{11} = y_0 \cdot 1{,}3358$		$y_{31} = y_0 \cdot 0,6998$
12	$x_{12} = y_0 \cdot 1,0895$	32	$x_{32} = y_0 \cdot 0.4831$
	$y_{12} = y_0 \cdot 1{,}3238$		$y_{32} = y_0 \cdot 0,7519$
13	$x_{13} = y_0 \cdot 0,9573$	33	$x_{33} = y_0 \cdot 0.2545$
	$y_{13} = y_0 \cdot 1{,}3182$		$y_{33} = y_0 \cdot 0,8688$
14	$x_{14} = x_{13}$	34	$x_{34} = x_{33}$
	$y_{14} = y_0 \cdot 1{,}3016$		$y_{34} = y_{36}$
15	$x_{15} = y_0 \cdot 0,7912$	35	$x_{35} = x_3$
	$y_{15} = y_0 \cdot 1,2831$		$y_{35} = y_{36}$
16	$x_{16} = x_{15}$	36	$x_{36} = x_1$
	$y_{16} = y_0 \cdot 1,2635$		y ₃₆ — задана
17	$x_{17} = y_0 \cdot 0,648$	37	$x_{37} = y_0 \cdot 0,7111$
	$y_{17} = y_0 \cdot 1,2368$		$y_{37} = y_0 \cdot 1,1776$
18	$x_{18} = y_0 \cdot 0,6973$	38	$x_{38} = y_0 \cdot 0.8034$
	$y_{18} = y_0 \cdot 0.8418$		$y_{38} = y_0 \cdot 1,0556$
19	$x_{19} = y_0 \cdot 0.8776$	-	-
	$y_{19} = y_0 \cdot 0,8847$		

Все точки соединяются последовательно прямыми линиями. За исключением соединения точек 17 с 18 и 31 с 32. Данные точки соединяются с помощью окружности. Так же прямой линией соединяются точки 8 и 27.

Точки 17 и 18 соединяются окружностью радиусом $R_1 = y_0 \cdot 0,2387$ с центром в точке 38. Точки 31 и 32 соединяются окружностью радиусом $R_2 = y_0 \cdot 0,4829$ с центром в точке 37.

Сравнение полученного облика с оригинальным показано на рисунке 3.22

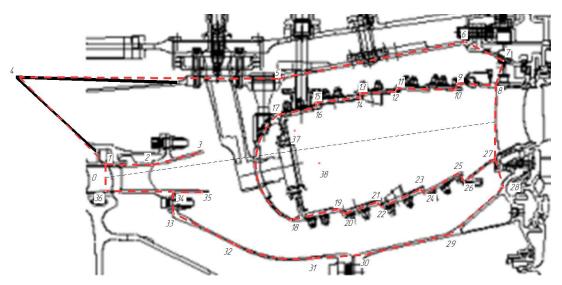


Рисунок 3.22 — Наложение расчётного облика на облик камеры сгорания TRENT 1000 (расчётный облик – пунктирная линия)

Результаты геометрического моделирования обликов трёх рассмотренных КС показали, что метод масштабирования обеспечивает высокую точность воспроизведения облика прототипа в пределах отклонения формы и размеров до $\pm 2\%$. Помимо этого, он может обеспечить автоматизацию построения обликов камер сгорания рассмотренных типов (RQL и TAPS) на этапе технического предложения, что
выгодно отличает его от предыдущего способа, в котором необходимо обращаться
к номограммам, диапазон использования которых к тому же не известен. Проверка
же качества построения облика вторым способом, например, на этапе эскизного
проектирования, может выполняться по отдельным формулам метода, рассмотренного в разделе 3.1.

Выводы по главе 3

1. Разработан метод формирования обликов камер сгорания для начального этапа на основе прототипа с учётом характера протекания физических явлений,

позволяющий, в отличие от других известных инструментов, осуществлять расчёт и построение геометрии, соответствующей двигателям V поколения.

- 2. Разработан метод формирования обликов камер сгорания на основе масштабирования, позволяющий, в отличие от известных по публикациям инструментов, осуществлять построение обликов КС типа TAPS и RQL, в том числе в автоматизированном режиме.
- 3. На основе разработанных методов впервые предложены математические модели, позволяющие описать облик современных КС с технологиями горения TAPS и RQL.

ГЛАВА 4 АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПАХ

4.1 Выбор прототипа проектируемой камеры сгорания

При проектировании ТРДД значения параметров цикла ($\pi_{\kappa\Sigma}$ и T_{Γ}^*) определяются, базируясь на теории ГТД, на этапе термодинамического расчёта двигателя с учётом его удельных параметров и самолётных критериев. Для построения облика камеры сгорания необходимо выбрать её концепцию и оценить работоспособность на основании прогнозируемых значений $\pi_{\kappa\Sigma}$ и ${T_{\scriptscriptstyle\Gamma}}^*$ наряду со степенью двухконтурности, определяющих основные удельные параметры двигателя. Вместе с тем при формировании облика камеры сгорания необходимо использовать и статистические данные о достигнутых в настоящее время уровнях $\pi_{\kappa\Sigma}$, T_{Γ}^{*} , а также удельного расхода топлива. Эти данные необходимы для оценки реальности достижения на современном уровне развития двигателестроения задаваемых на основании термодинамических расчётов значений параметров цикла. Статистические данные по параметрам ТРДД (КС) были получены путём их сбора, согласования значений, приведённых в различных источниках, в том числе [114–118], и их анализа. В некоторых случаях согласование данных заключалось в сопоставлении значений, приведённых в различных источниках, в сравнении с результатами расчётов в пакете «Астра». Данные, использовавшиеся для построения регрессионных зависимостей, представлены в таблицах Г и Д приложения. В ходе статистических исследований был получен ряд регрессионных полиноминальных зависимостей, на основе которых, приступая к формированию облика камеры сгорания, можно на сегодняшний день оценить возможности и риски достижения требований по обеспечению удельного расхода топлива, суммарной степени повышения давления, а также температуры газа на выходе из камеры сгорания.

На рисунке 4.1 приведены данные зависимости между удельным расходом топлива на крейсерском режиме (H=11 км, М π =0,8) и π_{κ} .

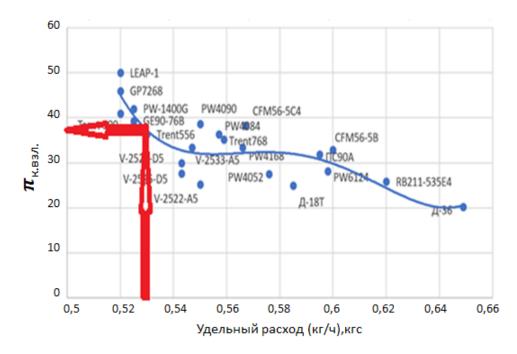


Рисунок 4.1 — Определение прототипов камеры сгорания из условия обеспечения удельного расхода двигателя и ближайщим значениям π_{κ}

На основе собранных данных также была получена полиноминальная зависимость:

$$\pi_{k\Sigma} = 1000000 C_{y_{\text{J}}}{}^4 - 3000000 \ C_{y_{\text{J}}}{}^3 + 20000000 \ C_{y_{\text{J}}}{}^2 - 901207 \ C_{y_{\text{J}}} + 132418 \eqno(1)$$

Эта зависимость позволяет по удельному расходу топлива определить ориентировочное значение степени повышения давления и по нему в первом приближении подобрать несколько прототипов с ближайшими к ней значениями.

Важно также определить достижимый уровень газа перед турбиной. Наиболее напряжённым режимом работы ТРДД является взлётный режим, на котором имеют место предельные тепловые и динамические нагрузки. Так, для современных ТРДД с высокой степенью двухконтурности от 11 до 12, несмотря на приближение T_r^* кр к T_r^* взл, их отношение составляет не более 0,85 [126]. Поэтому оценку значений Tr^* целесообразно проводить для взлётного режима. Зависимость Tr^* взл от года разработки с указанием модели двигателя представлена на рисунке 4.2.

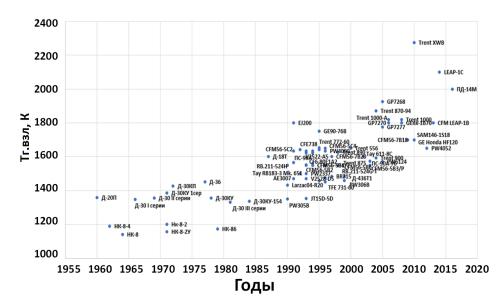


Рисунок 4.2 – Зависимость температуры газа перед турбиной от года разработки ТРДД

Для данных рисунка 4.2 могут быть выделены максимальные (красный цвет) и средние (синий цвет) значения T_{Γ}^{*} (рисунок 4.3).

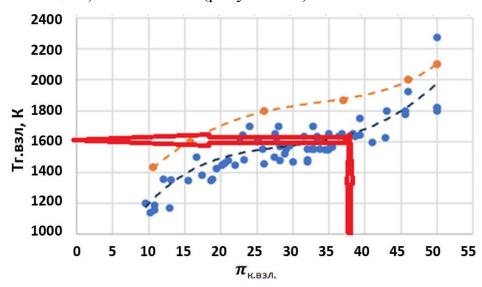


Рисунок 4.3 – Определение прототипа по π_{κ} и Tr^*

Значения этих величин также могут определяться по следующим полученным зависимостям:

$$T_{\Gamma \text{ Max}}^* = 0.0003\pi_{k\Sigma}^4 - 0.0076 \pi_{k\Sigma}^3 - 1.069 \pi_{k\Sigma}^2 + 62.944 \pi_{\Sigma} + 889.79$$
 (2)

$$T_{r cp}^{*} = -0.0003\pi_{k\Sigma}^{4} + 0.0675\pi_{k\Sigma}^{3} - 4.4097\pi_{k\Sigma}^{2} + 118.76\pi_{k\Sigma} + 387.05$$
 (3)

Рассматривая соответствующий π_{κ} диапазон изменения Tr^* между средним и максимальным её значениями можно выбрать прототип, наиболее полно соответствующий термогазодинамическому расчёту. Это также позволяет определиться с методами охлаждения стенки жаровой трубы, материалами для основных элементов камеры и т.д. За счёт обращения к зависимостям для относительных размеров камер сгорания, приведённых в главе 2, можно оценить габариты различных вариантов камер сгорания для проектируемого двигателя.

4.2 Определение потерь полного давления на основе облика камеры сгорания

При термогазодинамическом расчёте двигателя важно знать потери полного давления в камере сгорания. При этом на этапе концептуального проектирования ими задаются тогда, когда конструкция камеры сгорания ещё не сформирована. Поэтому встаёт вопрос о том, чтобы на базе полученного облика камеры сгорания уточнить уровень потерь, соответствующий ей, и выполнить следующую итерацию расчёта.

В ходе выполненной работы было принято решение оценить расхождение в значениях потерь полного давления, рассчитанных в 2- и 3-мерной постановке. Исследование было решено выполнить для моделей опытной КС СГМ56 типа ТАРS. Большинство вариантов двигателя СГМ 56 оснащены однокольцевыми КС. С 1989 года проводились работы по созданию для этого двигателя КС типа DAC и с 1995 года она устанавливалась на двигатели СГМ56-5В и СГМ56-7В. Затем в рамках программы Tech 56 стала разрабатываться камера TAPS [54], испытания которой были проведены на двигателе СГМ56-7В. Так как они были успешны, наработанный опыт позднее был использован в разработке более совершенных двигателей компании GE.

КС двигателя CFM56-7BTAPS представлена на рисунке 4.4. Её облик выполнен на базе [72, 75] и др.

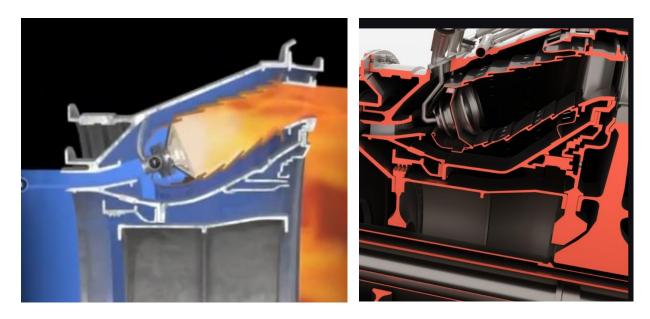


Рисунок 4.4 – Облик КС CFM 56 TAPS

На основе этого облика были построены её детализированная 3D- и 2D-модели. 3D-модель сектора КС в 18⁰ представлена на рисунке 4.5:

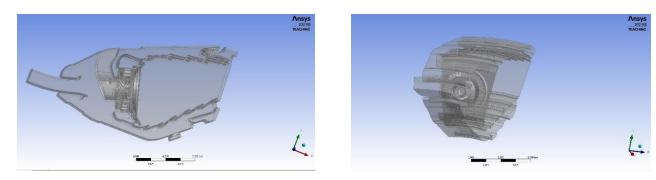


Рисунок 4.5 – 3D-модель КС

Расчёт проводился в пакете Ansys Fluent версия 2021R1. Сеточная модель КС (рисунок 4.6) содержит 5,5 млн конечных элементов. В качестве модели турбулентности выбрана k-epsilon Realizable. Расчёт проводился в стационарной постановке для взлётного режима работы двигателя. Граничные условия: на входе полная температура T_0^* =833 K, полное давление p_0^* =2900 935 Па; на выходе массовый расход воздуха $G_{\rm B}$ = 3,094 кг/с. Процессы горения при этом не учитываются, поэтому потери полного давления могут быть занижены по сравнению с прототипом.

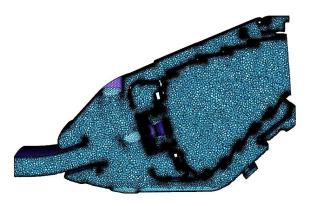


Рисунок 4.6 – Продольное сечение сеточной 3D-модели сектора КС

Результаты расчёта распределения полного давления на секторной модели показаны на рисунке 4.7.

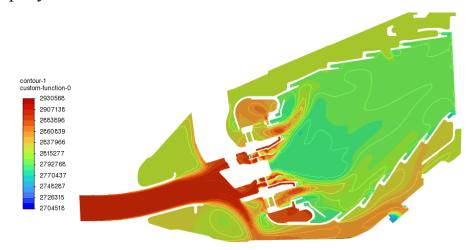


Рисунок 4.7 – Поле распределения полного давления в меридиональном сечении КС (3D)

В результате расчёта были определены потери полного давления:

$$\sigma_{\text{\tiny KC}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{\tiny K}}^*} = \frac{2797\ 290}{2\ 900\ 955} = 0,964.$$

Аналогичный расчёт был выполнен в 2D. Для этого была построена модель облика камеры сгорания в КОМПАС 21-й версии (рисунок 4.8)

Облик был построен на основе 3D-модели в виде сечения вертикальной плоскостью по форсунке. В такой модели не учитывается положение лопаток и отверстий входа воздуха в жаровую трубу, однако задаются эквивалентные площади для имитации необходимого расхода воздуха по сечениям жаровой трубы, учитывая, что форма отверстий в двумерной постановке определяется как щель. Эквивалент-

ные площади могут быть определены из расчёта гидравлического диаметра различных проходных отверстий жаровой трубы: завихрителей, охлаждения, разбавления. При этом коэффициент расхода на этом этапе проектирования может быть принят постоянным для упрощения. Далее был выполнен импорт 2D в программную систему Ansys Fluent.

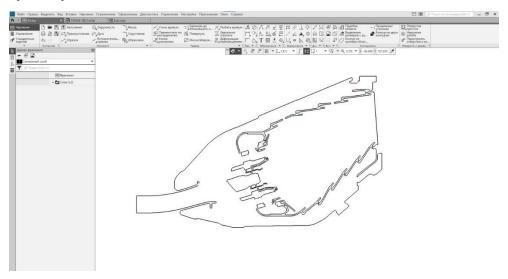


Рисунок 4.8 – 2D-модель камеры сгорания

Затем было выполнено построение сеточной модели КС ГТД CFM56, содержащей 66212 элементов (рисунок 4.9).

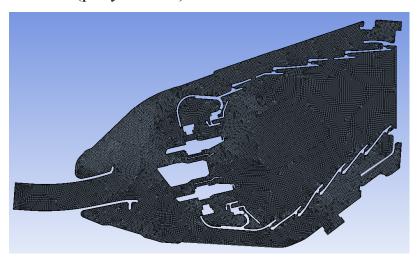


Рисунок 4.9 – Сеточная модель

В местах резкого изменения параметров потока, например, в имитации отверстий, было выполнено сгущение сетки. Далее были заданы граничные условия (рисунок 4.10).

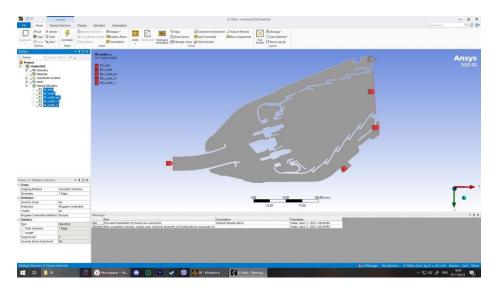


Рисунок 4.10 – Задание граничных условий

Для расчётов была использована осесимметричная модель расчёта.

Параметры граничных условий следующие:

давление и температура на входе (Inlet): P0=2900935 Па, T0=833 К; давление и расход на выходе (Outlet): P=1450467 Па, G=61,879 кг/с.

Также были заданы верхняя и нижняя граница давления: верхняя граница 3 МПа, нижняя граница 500000 Па.

Pacxoд в Outlet cr: G cr=0.2859.

Pacxoд в Outlet per: G per=0.081005.

Pacxoд в Outlet_vt: G vt=0.109595.

Результаты расчёта приведены на рисунке 4.11.

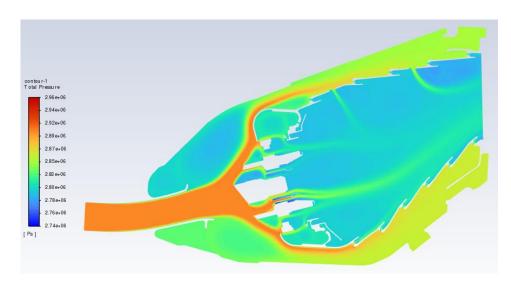


Рисунок 4.11 – Поле распределения полного давления в меридиональном сечении КС (2D)

Затем были рассчитаны потери полного давления.

$$\sigma_{\text{\tiny KC}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{\tiny K}}^*} = \frac{2811006}{2900935} = 0.969 \, .$$

Различия в значениях результатов 2D- и 3D-расчётов являются следствием того, что в них используются разные геометрические модели (так например, в 2D-расчёте в геометрии рассчитываются не отверстия, а щели в виде прямоугольников), а, соответственно, и сеточные модели. Для уточнения подхода площади отверстий в модели 2D необходимо задавать в соответствии с их коэффициентами гидравлических потерь, что требует накопления базы данных по результатам натурных продувок или расчётов в трехмерной постановке.

4.3 Оценка экологических характеристик проектируемой КС на основе её облика

Как показано в главе 1, экологические требования в настоящее время являются одними из самых важных требований к двигателю. Без удовлетворения этим требованиям, ни один двигатель не будет запущен в серию. Эти требования постоянно ужесточаются ICAO [103], поэтому необходимо создавать конструкции, которые бы удовлетворяли действующим требованиям с некоторым запасом. Соответственно, для начальных этапов проектирования важна оценка экологических характеристик двигателя. В предлагаемом алгоритме эта задача может решаться с использованием графиков, полученных А.А. Диденко [127, 134]. Так, например, с помощью графика, представленного на рисунке 4.12, по значению температуры за компрессором, среднему времени пребывания в камере сгорания и её типу можно в первом приближении найти индекс эмиссии оксидов азота. Среднее время пребывания в камере сгорания можно определить при наличии облика камеры сгорания и исходным данным на её проектирование.

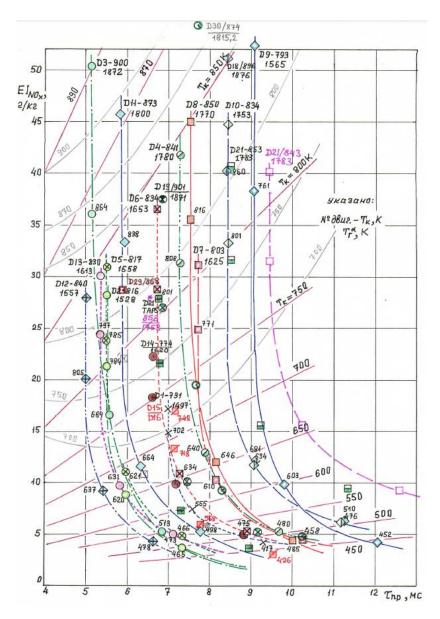


Рисунок 4.12 – Зависимость индекса эмиссии NOx от среднего времени пребывания в жаровой трубе и от температуры воздуха за компрессором для отдельных двигателей

4.4 Оценка массы камеры сгорания на основе её облика

Вес ТРДД влияет на характеристики и конструкцию летательного аппарата. Поэтому ещё на этапах предварительного проектирования необходимо определить массу двигателя. Эта задача может быть решена с помощью различных математических моделей, например, приведённых в [114, 128–131]. Все существующие модели массы ГТД можно разделить на две группы [129]: статистические (или корреляционно-регрессионные) и компонентные. Первая группа моделей основана на

статистике по производству двигателей, с помощью которой производится построение корреляционно-регрессионных зависимостей массы двигателя от основных параметров двигателя. Вторая группа (компонентные модели) оценивают значения массы каждого узла двигателя в отдельности, а затем по этим значениям определяется масса всего двигателя. Корреляционно-регрессионные модели позволяют проводить оценку массы двигателя с точностью $\pm 10\%$, а компонентные — $\pm 5\%$ [129]. Для обеих групп моделей важен учёт массы камеры сгорания. В базовом алгоритме имеется возможность определения массы, которая реализуется по формулам 117 и 118. В начале определяют средний диаметр КС:

$$D_{\text{KC cp}} = \frac{D_{\text{K cp}} + D_{\text{T cp}}}{2},$$

а затем массу камеры сгорания

$$G_{\text{KC}} = 150 L_{\text{KC}} D_{\text{KC cp}} p_2^{0,25}.$$

Вместе с тем формируемый 2D-облик камеры сгорания позволяет получить более точное значение массы. В программе КОМПАС-3D он может быть дополнен толщинами для корпуса и жаровой трубы, соответствующими реальным изделиям. Затем 2D-модель облика с помощью операции вращения вокруг оси КС преобразуется в 3D-модель. Затем используется следующая последовательность простых действий:

Полученная 3D-модель открывается в программе КОМПАС-3D.

Находим команду МЦХ (массово-центровочные характеристики) модели, перейдя в главное меню и выбрав команду Сервис МЦХ модели.

В открывшемся окне проводим задание материала и его плотности.

Проверка результатов. В появившемся окне будут представлены расчётные массо-центровочные характеристики (МЦХ), включая массу, объём и т.д. 3D-модели.

Для оценки работоспособности данного способа было решено провести сравнение результатов оценки массы, полученной по описанной выше схеме, расчётом на 3D модели и по формулам базового алгоритма.

Оценка была выполнена для одного из вариантов КС CFM56. Размеры приведены в таблице 4.3. Исходная модель сектора КС показана на рисунке 4.13. Полностью объёмная модель представлена на рисунке 4.14.

T C 4.1 II	~
Таблица 4.1 – Исходные данные д	πα ηρομέτα πο ραγορομίν απερημέμν
таолица ч.т пеходиые данные д	in pactera no oasobomy ash opinimy

Обозначение	Размерность	Значение
$D_{\kappa 1}$	M	0,471
$D_{\kappa 2}$	M	0,427
D_{T2}	M	0,741
$D_{\mathrm{T}1}$	M	0,605
$L_{ ext{KC}}$	M	0,132
p_2^*	Па	2900935



Рисунок 4.13 – 3D-модель сектора КС



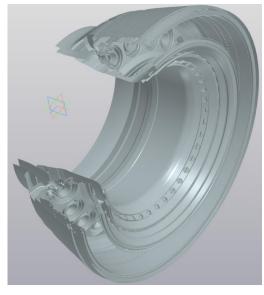


Рисунок 4.14 – 3D-модель KC

Затем на основе облика (рисунок 4.15) было выполнено построение упрощённой 3D-модели — рисунок 4.16.

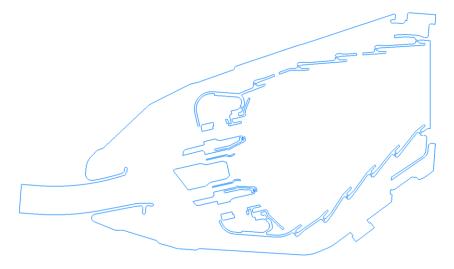


Рисунок 4.15 – Облик КС

При этом редактируем облик, убрав отверстия, чтобы получился цельный контур, а для получения 3D-модели используем функцию вращения.

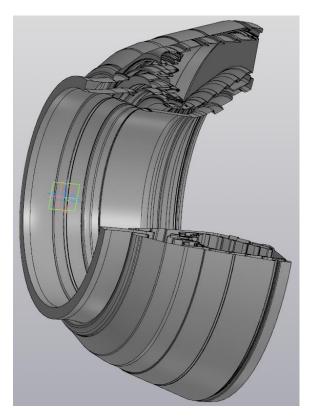


Рисунок 4.16 – Модель КС на базе облика

При помощи компьютера находим массу детальной и упрощённой 3D-моделей. Выполнив расчёт по базовому алгоритму, результаты всех расчётов сводим в таблицу 4.2.

Таблица 4.2 – Результаты определения массы КС

Способ определения 3D	Масса, кг
По 3D	78,2
По облику	82,4
По базовому алгоритму	46

Поскольку 3D-модель наиболее точно воспроизводит камеру сгорания со всеми её деталями, то определённую по ней массу можно принять за действительную. Тогда относительная погрешность определения массы по облику составляет 5%, а по базовому алгоритму — 41%. Можно предположить, что погрешности определения массы вызваны следующим. При использовании расчётов с помощью облика не учитывается наличие ряда отверстий, а изображение горелок и фронтового устройства-условно. В свою очередь, формула базового алгоритма была получена основе данных по ТРДД III поколения.

4.5 Формирование алгоритма предварительного проектирования камеры сгорания

Выше приведено описание всех основных элементов разработанного алгоритма. Так, в главе 3 описаны методы и математические модели, с помощью которых формируются облики КС V поколения с технологиями горения RQL и TAPS. А в данной главе приведены подходы к определению потерь полного давления, индексов эмиссии NO_x и массы КС.

Общий механизм реализации алгоритма следующий.

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, а также размеры тракта на выходе из компрессора и на входе в турбину. Таким образом, будут определены параметры и сечения на входе в камеру сгорания и на выходе из неё. Далее проводится выбор прототипа разрабатываемой КС и технологии горения, которая будет реализована в создаваемой камере. Этот выбор производится по удельному расходу, степени повышения давления и уровню температуры на входе в турбину. Такой подход позволяет сориентироваться на достижимые в рамках выбранной конструкции КС параметры. На основе выявленных зависимостей оцениваются габаритные размеры КС и с помощью одного из двух разработанных методов формируется облик камеры, уточняются её размеры. Для сформированного облика проводятся расчёты потерь полного давления, оцениваются экологические характеристики и масса. Предлагаемый алгоритм имеет блочно-модульную структуру, поэтому может быть дополнен и другими блоками, облегчающими проектирование камеры сгорания или способствующими оценке её работоспособности. Схема реализации разработанного алгоритма и его сравнение с базовым показаны на рисунке 4.17.

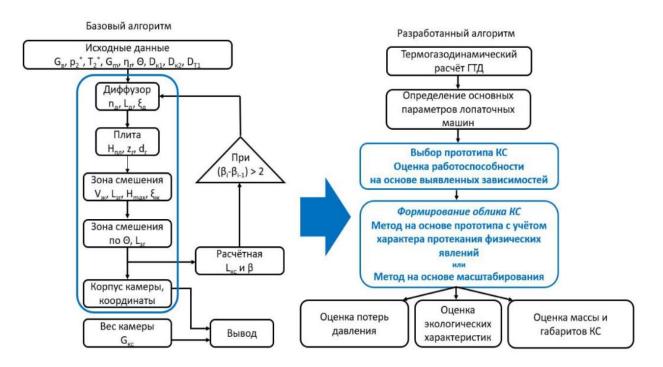


Рисунок 4.17 – Сравнение базового и разработанного алгоритмов

Выводы по главе 4

- 1. Усовершенствован базовый алгоритм формирования обликов КС. Предлагаемый алгоритм содержит математические модели, полученные с помощью двух разработанных методов, и позволяет выполнять построения для КС ТРДД V поколения, в том числе с технологиями горения TAPS и RQL на начальных этапах проектирования.
- 2. Предложены способы выбора прототипа, определения потерь полного давления, экологических характеристик и массы КС на базе создаваемого облика.

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 обликов камер сгорания ТРДД V поколения с технологиями горения TAPS и RQL. Метод формирования облика камер 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 обликов 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 ±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 давле-

ния, 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 обликов. 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.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Михайлов, А.И. Рабочий процесс и расчёт камер сгорания газотурбинных двигателей / А.И. Михайлов, Г.Н. Горбунов, В.В. Борисов [и др.]. Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1959. 282 с.
- 2. Акимов, В.М. Теория воздушно-реактивных двигателей / В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Г.М. Горбунов [и др.]; под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 562 с.
- 3. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей: учебник для авиац. специальностей вузов: в 2 ч. / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. Ч. 1. М.: Машиностроение, 1978. 336 с.
- 4. Гриценко, Е.А. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачёв [и др.]. — Самара: изд-во СНЦ РАН, 2002. — 526 с.
- 5. Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. В 2 т. Т. 2. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.П. Сандрацкий. М.: Машиностроение, 2007. 396 с.
- 6. Орлов, М.Ю. Моделирование процессов в камере сгорания / М.Ю. Орлов, С.В. Лукачёв, С.Г. Матвеев. Самара: изд-во Самарского ун-та, 2017. 292 с.
- 7. Резник, В.Е. Инженерные основы проектирования камер сгорания ГТД: учебное пособие / В.Е. Резник, В.П. Данильченко, Н.Б. Болотин. Куйбышев: издво Куйбышевского авиационного института, 1981. 80 с.
- 8. Бабкин, В.И. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий / В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин // Двигатель. 2013. №2 (86). C. 2-7.
- 9. Палкин, В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолётов гражданской авиации 2020–2040-х годов // Авиационные двигатели. 2020. №3(4). С. 63–83.
- 10. ICAO. Environment Publications [Электронный ресурс]. URL: https://www.icao.int/environmental-protection/environment-publications, (дата обращения: 06.06.2024).

- 11. Сайт Авиация России. Двигатель авиации будущего экологичный и тихий. 2019. URL:https://aviation21.ru/dvigatel-aviacii-budushhego-ekologichnyj-itixij/ (дата обращения: 20.11.2024).
- 12. Бабкин, В.И. О ПД-14 и не только / В.И. Бабкин // Взлёт. 2016. №4(136). С. 18–21.
- 13. ГОСТ 2.103–2013. Единая система конструкторской документации. Дата введения 01.07.2015. URL: https://www.rst.gov.ru/portal/gost (дата обращения: 29.09.2025).
- 14. Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. Т. 1. Общие сведения. Основные параметры и требования. Конструктивные и силовые схемы / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.П. Сандрацкий. М.: Машиностроение, 2007. 208 с.
- 15. Мингазов, Б.Г. Процессы горения и экология камер сгорания газотурбинных двигателей / Б.Г. Мингазов. Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2022. 296 с.
- 16. Пчёлкин, Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей / Ю.М. Пчёлкин. М.: Машиностроение, 1984. 275 с.
- 17. Bertini, D. Prediction of Liner Metal Temperature of an Aeroengine Combustor with Multi-Physics Scale-Resolving CFD / D. Bertini, L. Mazzei, A. Andreini // Entropy. 2021. Vol. 23, No. 7. Article 901. DOI: 10.3390/e23070901. 28 p.
- 18. Бондарев, А.Ю. О камерах сгорания современных авиационных двигателей / А.Ю. Бондарев, Ю.А. Тарасенко // Двигатель. 2013. №5 (89). С. 10–16.
- 19. Бондарев, А.Ю. О камерах сгорания современных авиационных двигателей / А.Ю. Бондарев, Ю.А. Тарасенко // Двигатель. 2013. №6 (90). С. 12–15.
- 20. Бирюк, В.В. Многофорсуночная камера сгорания основа технологии обеспечения экологической безопасности авиационных газотурбинных двигателей / В.В. Бирюк, А.А. Горшкалёв, С.В. Лукачёв, Ю.И. Цыбизов // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. 2016. №1 (17). С. 89—99.
- 21. Митрофанов, В.А. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: математическое моделирование, методология расчёта, концепция оптимального проектирования: автореф. дис. на соиск. учен. степ. д-ра техн. наук. Санкт-Петербург, 2004. 24 с.

- 22. Митрофанов, В.А. Интегральная математическая модель камеры сгорания / В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, А.А. Саркисов // Теплоэнергетика. 2004. №2. С. 68–71.
- 23. Сенюшкин, Н.С. Предварительное проектирование камер сгорания воздушно-реактивных двигателей / Н.С. Сенюшкин, В.Ф. Харитонов, О.В. Мисюра // Молодой учёный. -2010. №11(22). Т.1. C.61-65.
- 24. Янковский, В.М. Моделирование зоны горения камеры сгорания ГТД / В.М. Янковский // Изв. вузов. Авиационная техника. 1986. №1. С. 73–76.
- 25. Абрамович, Г.Н. Упрощенная газодинамическая модель камеры сгорания для идеальной жидкости с подводом тепла / Г.Н. Абрамович // Изв. вузов. Авиационная техника. -1995. №1. C. 37–42.
- 26. Мингазов, Б.Г. Внутрикамерные процессы и автоматизированная доводка камер сгорания ГТД / Б.Г. Мингазов. Казань: Изд-во КГТУ им. А.Н. Туполева, $2000.-168~\rm c.$
- 27. Мингазов, Б.Г. Моделирование процессов в камерах сгорания ГТД / Б.Г. Мингазов, В.Б. Явкин // Изв. вузов. Авиационная техника. 1995. №1. С. 47—50.
- 28. Сиразетдинов, Т.К. Одномерная динамическая модель процесса горения в камере ВРД / Т.К. Сиразетдинов, В.А. Костерин // Изв. вузов. Авиационная техника. -1999. №3. C. 59-63.
- 29. Stuttaford P. J., Rubini P. A. Preliminary gas turbine combustor design using a network approach // Transactions of ASME: Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 1997. V. 119, July. Pp. 546–552.
- 30. Коновалова, А.В. Газодинамическое моделирование камер сгорания ГТД на основе модульного метода [Текст]: автореф.дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05 / А.В. Коновалова. Уфа, 2002. 182 с.
- 31. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания газотурбинных двигателей / А. Лефевр. М.: Мир, 1986. 566 с.
- 32. Харитонов, В.Ф. Применение модульного метода при моделировании и проектировании камер сгорания воздушно-реактивных двигателей / В.Ф. Харитонов, Н. Сенюшкин // Вестник УГАТУ. 2008. Т. 11, №2 (29). С. 39–47.
- 33. Григорьев, А.В. Теория камеры сгорания / А.В. Григорьев, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон. Санкт-Петербург: Наука, 2010. 229 с.

- 34. Харитонов, В.Ф. Проектирование камер сгорания: учебное пособие. Уфа: УГАТУ, 2008. 138 с.
- 35. Определение основных размеров камеры сгорания ГТУ: методические указания к курсовому проектированию. Уфа: УГАТУ, 1997. 30 с.
- 36. Харитонов, В.Ф. Газодинамическое моделирование камер сгорания ГТД на основе модульного метода / В.Ф. Харитонов, А.В. Коновалова // Вестник УГАТУ. -2003.-T.4, №1. -C.55-63.
- 37. Резник, В.Е. Проектный расчёт камеры сгорания авиационного ГТД / В.Е. Резник, В.П. Данильченко, Н.Б. Болотин [и др.] Куйбышев: издательство Куйбышевского авиационного института, 1982. 84 с.
- 38. Liu Y., Sun X., Sethi V., Li Y., Nalianda D., Abbott D. Development and application of a preliminary design methodology for modern low emissions aero combustors // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy. 2021. Vol. 235, Iss. 4. Pp. 783–806.
- 39. Foust M. J., Thomsen D., Stickles R., Cooper C., Dodds W. 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 (09-12 January 2012; Nashville, Tennessee). 2012. AIAA 2012-0936. DOI: 10.2514/6.2012-p.936.
- 40. Stuttaford P., Rubini P. Preliminary gas turbine combustor design using a network approach // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 1997. Vol. 119, No. 3. Pp. 546–552.
- 41. Despierre A., Stuttaford P., Rubini P. Preliminary Gas Turbine Combustor Design Using a Genetic Algorithm // The American Society of Mechanical Engineers (ASME). 1997. 97-GT-072, V002T06A007. 8 p.
- 42. Mohammad B., Jeng S. M. Design Procedures and a Developed Computer Code for Single Annular Combustor Preliminary Design // 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2009, August. P. 5208.
- 43. Mark C. P., Selwyn A. Design and analysis of annular combustion chamber of a low bypass turbofan engine in a jet trainer aircraft // Propulsion and Power Research. 2016. Vol. 5, No. 2. Pp. 97–107.
- 44. Mellor A. M. Design of Modern Gas Turbine Combustors. San Diego, CA: Academic Press, 1999. 557 p.

- 45. Kim I., Jin H., Ri K., Hyon S., Huang C. Design methodology for combustor in advanced gas turbine engines: a review // Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. 2024. Vol. 96, No. 2. Pp. 285–296.
- 46. Hataysal S. E., Yozgatligi A. A Coupled Flow and Chemical Reactor Network Model for ... // Thermal Science. 2020. Vol. 24, No. 3B. Pp. 1977–1989.
- 47. Roshan D. K., Burela R. S., Kushari A. Design Philosophy for a Laboratory Scale Gas Turbine Combustor // Innovations in Sustainable Energy and Cleaner Environment / Eds. Ashwani K. Gupta, Ashoke De, Suresh K. Aggarwal, Abhijit Kushari, Akshai Runchal. Singapore: Springer, 2019. Pp. 317–332.
- 48. Elmi C. A., Agnolio F., Ferraro R., и др. Development of an integrated procedure for combustor aero-thermal preliminary design [Электронный ресурс] // Proceedings of the ASME Turbo Expo, 2020.— GT2020-16003. URL: https://flore.unifi.it/bitstream/2158/1294923/1/GT2020-16003_FINAL.pdf (дата обращения: 15.12.2024).
- 49. Малоразмерные авиационные газотурбинные двигатели / В. А. Григорьев, А. С. Кузьмичёв, В. А. Зрелов и др.; под общ. ред. В. А. Григорьева, А. И. Ланшина. 2-е изд. Самара: Изд-во Самарского университета, 2022. 452 с.
- 50. All Aero. Rolls-Royce RB.80 Conway [Электронный ресурс]. URL: Rolls-Royce RB.80 Conway. https://all-aero.com/2025/03/26/rolls-royce-rb-80-conway/ (дата обращения: 25.1.2025)
- 51. All Aero. Rolls-Royce RB.80 Conway [Электронный ресурс]. URL: engine/https://www.aircraftinvestigation.info/airplanes/RRConwaypre.html (дата обращения: 25.1.2025)
- 52. 十年一刻 Rolls-Royce Conway [Электронный ресурс]. NHA_特别频道. URL: https://www.bilibili.com/opus/520807145903648470 (дата обращения: 25.1.2025)
- 53. Пономарёв, Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей / Б.А. Пономарёв. М.: Воениздат, 1982. 240 с.
- 54. Иностранные авиационные двигатели, 2005 [Текст]: справочник ЦИАМ / общ. ред. В.А. Скибин, В.И. Солонин. М.: Изд-во. Дом «Авиамир», 2005. 592 с.
- 55. Regioliner R92 Aircraft Definition Note. Document №EO 21-304/92. Hamburg, 1992. URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/MPC75/R92_Aircraft_Definition_Note.pdf, (дата обращения: 15.01.2024)

- 56. All-aero. Rolls-Royce BR700 / BR710 / BR715 / BR725 [Электронный ресурс]. 26.03.2025. URL: https://all-aero.com/2025/03/26/rolls-royce-br700-br710-br715-br725/ (дата обращения: 25.04.2025)
- 57. Buller M., Albrecht G., Rahman A. The design of a common core for the BR700 family // SAE Technical Paper. 1994. No. 942127. DOI: https://doi.org/10.4271/942127.
- 58. Mcguirk J. J. The aerodynamic challenges of aeroengine gas-turbine combustion systems // Aeronautical Journal New Series. 2014. Vol. 118, No. 1204. Pp. 557–599. DOI: 10.1017/S0001924000009386.
- 59. Pearl 15 [Электронный ресурс]. URL: https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/business-aviation/pearl-15.aspx#/ (дата обращения: 15.12.2024)
- 60. Rolls-Royce Pearl 15 engine receives Transport Canada certification [Электронный ресурс]. URL: https://www.aviation24.be/manufacturers/bombardier/global-7000/rolls-royce-pearl-15-engine-receives-transport-canada-certification/ (дата обращения: 28.06.2025).
- 61. Aircraft performance and weight investigation info. Performance calculations for the Pratt & Whitney JT3D-1 [Электронный ресурс]. URL: https://www.aircraftinvestigation.info/airplanes/P&WJT3D-1pre.html (дата обращения: 29.06.2025)
- 62. Roberts R., Fiorentino A. J., Diehl L. A. IV. Pollution reduction technology program for class T4 (JT8D) engines // NASA [Электронный ресурс]. URL: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19780003124/downloads/19780003124.pdf (дата обращения: 16.11.2024).
- 63. Sattar M. A., Lohmann R. P. Advanced composite combustor structural concepts program // NASA Contractor Report 174733. 1985-12-31. [Электронный ресурс]. URL: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19870010954/downloads/19870010954.pdf (дата обращения: 16.11.2024).
- 64. Vakil S. S., Thole K. A. Flow and thermal field measurements in a combustor simulator relevant to a gas turbine aeroengine // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2005. Vol. 127, No. 2. P. 257–267.
- 65. Moran J. Engine technology development to address local air quality concerns [Text] // ICAO Colloquium on Aviation Emissions with Exhibition, 14-16 May 2007.-18 p.

- 66. Aircraft performance and weight investigation info. Performance calculations for the Pratt & Whitney PW6000 aircraft engine [Электронный ресурс]. URL: https://www.aircraftinvestigation.info/airplanes/PW6000pre.html, (дата обращения: 29.06.2025)
- 67. Vakil S. S., Thole K. A. Flow and Thermal Field Measurements in a Combustor Simulator Relevant to a Gas Turbine Aero-Engine // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2005. Vol. 127, No. 2. Pp. 257–267.
- 68. Internet archive. Wayback Machine. PW1000G. PurePower Engine Family Specs Chart [Электронный ресурс]. URL: http://www.pw.utc.com/Content/PurePowerPW1000G_Engine/pdf/B-1-1_PurePowerEngineFamily_SpecsChart.pdf (дата обращения: 27.05.2025)
- 69. Kurzke J. Fundamental Differences Between Conventional and Geared Turbofans. January 2009. DOI: 10.1115/GT2009-59745. Conference: ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. 24 p.
- 70. McKinney R. G., Sepulweda D., Sowa W., Cheyng A. K. The Pratt & Whitney TALON X low emissions combustor: revolutionary results with evolutionary technology // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibition, Nevada, 2007 [Электронный ресурс]. URL: https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2007-386 (дата обращения: 15.12.2024).
- 71. Для новых бизнес-джетов Gulfstream сертифицировали двигатели // Деловой авиационный портал ATO.RU [Электронный ресурс]. URL: http://www.ato.ru/content/dlya-novyh-biznes-dzhetov-gulfstream-sertificirovali-dvigateli (дата обращения: 20.02.2024).
- 72. Бондарев, А.Ю. Двигатель CFM56. О нём и вокруг него... / А.Ю. Бондарев, Ю.А. Тарасенко // Двигатель. 2013. №4. С. 12–16.
- 73. Aeronautica online. CFM International CFM56 [Электронный ресурс]. URL:https://aeronautica.online/database/engines/cfm-international-cfm56/. (дата обращения: 21.03.2025)
- 74. Paf Aero. CFM56 Family Study Guide Pro [Электронный ресурс]. URL:https://pafaero.com/cfm56-sgp. (дата обращения: 21.03.2025)
- 75. Stickles R., Barrett J. TAPS II Technology Final Report Technology Assessment Open Report. FAA Continuous Lower Energy, Emissions and Noise (CLEEN) Technologies Development, June 2013 [Электронный ресурс]. URL:

- https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/about/office_org/headquarters_offices/apl/TAPS_ II_Public_Final_Report.pdf (дата обращения: 14.11.2024).
- 76. Davidson G. A. An issue with gas turbines that no one wishes to talk about but is ever present in cabin air // The Journal of Biological Physics and Chemistry. 2021. Vol. 21, No. 3. Pp. 88–102. URL: The Journal of Biological Physics and Chemistry.vol.21,2021 ,pp. 88-102. (дата обращения: 25.12.2024).
- 77. V2500 family specifications // Aircraft Commerce [Электронный ресурс]. URL: https://www.aircraft-commerce.com/wp-content/uploads/aircraft-commerce-docs1/ Aircraft%20guides/V2500/ISSUE%2056-V2500%20GUIDE.pdf (дата обращения: 22.02.2024).
- 78. Зрелов, В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы / В.А. Зрелов. М.: Машиностроение, 2005. 336 с.
- 79. Котельников, В.Р. Двигатели гражданских самолётов России [Текст] / В.Р. Котельников, О.В. Хробыстова, В.А. Зрелов. М.: Медиарост, 2020. 564 с.
- 80. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель Д-30. Техническое описание [Текст]. М.: Машиностроение, 1971. 132 с.
- 81. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП. Конструкция, надёжность и опыт эксплуатации [Текст]. М.: Машиностроение, 1988. 228 с.
- 82. Двигатель НК-8-2У. Руководство по технической эксплуатации. Ч. І [Текст]. 1973. 246 с.
- 83. Трёхвальный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36. Руководство по технической эксплуатации. Кн. 1 [Текст]. Запорожье: МКБ «Прогресс», 1978. 328 с.
- 84. Киселёв, Ю.В. Двигатель SAM-146. Устройство основных узлов: учебное пособие / Ю.В. Киселёв, Д.Ю. Киселёв. Самара: Самарский гос. аэрокосм. ун-т, 2014. 31 с.
- 85. «Авиадвигатель» завершил этап макета по программе ПД-14 // ИЦ «Центр компьютерного инжиниринга» СПбПУ [Электронный ресурс]. URL: https://fea.ru/news/5706 (дата обращения: 20.03.2024).
- 86. Purdue AAE Propulsion. PW4000 Family [Электронный ресурс]. URL: https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/jets/tfans/pw4000.html (дата обращения: 21.03.2025)

- 87. 陈光/文. 20 世纪 70 年代~80 年代民用大涵道比涡轮风扇发动机发展综述 [Электронный ресурс]. 2019. URL: https://kknews.cc/car/vlpn94y.html (дата обращения: 25.12.2024)
- 88. Moran J. Engine technology development to address local air quality concerns [Text] / ICAO Colloquium on Aviation Emissions with Exhibition, 14–16 May 2007. 18 p.
- 89. Rolls Royce RB211-524 Technology & Description Brochure. La Jetée Press, Jun 1984. 45 p.
- 90. Aerospace Resource Page. RB 211-524 Series [Электронный ресурс]. URL: https://tjgladman.tripod.com/RB211524.html (дата обращения: 22.02.2025)
- 91. China Aviation. 获英国女王颁发技术进步奖的罗•罗 RB211 发动机 设计特点 析 [Электронный ресурс]. 27.06.2018. URL: http://www.aviation.cn/2018/0627/33575.html (дата обращения: 20.12.2024)
- 92. Transport and Logistics Bureau. The Government of the Hong Kong Special Administrative Region of the People's Republic of China. Investigation Report 04/2021 [Электронный ресурс]. 2021. 41 с. URL: Investigation Report 04/2021.https://www.tlb.gov.hk/aaia/doc/Investigation%20Report%2004_2021.pdf , 41p. (дата обращения: 17.12.2022 г.)
- 93. Gervenka M. The Rolls-Royce Trent Engine. Rolls-Royce, 2000. 40 р. [Электронный ресурс]. Michael Gervenka.The Rolls-Royce Trent Engine. Rolls-Royce.2000,40p. URL: https://www.phasetrans.msm.cam.ac.uk/mphil/Trent1/sld001.htm (дата обращения: 23.4.2025).
- 94. Allen J. D. T. Effect of chemistry and temperature on planar defects in superalloys: thesis submitted for the degree of Doctor of Philosophy / J. D. T. Allen. University of Birmingham, 2019. 303 p.
- 95. Kirk G. E. The design of the Rolls-Royce Trent 500 aeroengine [Text] / International Conference on Engineering Design (ICED), Stockholm, 19–21 August 2003. –10 p.
- 96. Aaeronautica Online. Rolls-Royce Trent XWB [Электронный ресурс]. URL: https://aeronautica.online/database/engines/rolls-royce-trent-xwb/ (дата обращения: 21.03.2024).
- 97. Aircraft performance and weight investigation info. Performance calculations for the Rolls Royce Trent 7000 aircraft engine [Электронный ресурс]. URL: https://www.aircraftinvestigation.info/airplanes/RR_Trent_7000.html (дата обращения 22.03.2024).

- 98. 陈光. CF6-80C2 发动机结构设计特点的单元体结构和转子支承 [Электронный ресурс]. 2018. URL: https://www.sohu.com/a/229996822_332162, (дата обращения: 22.03.2024).
- 99. China Aviation. 现役世界上推力最大的发动机 GE90-115B 设计特点概述 [Электронный ресурс]. 2020. URL: https://www.sohu.com/a/421447774_332162#,, (дата обращения: 22.03.2024).
- 100. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование камеры сгорания ГТД: учеб. пособие / Н.И. Старцев. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 120 с.
- 101. Seele R., Kirtley J. FAA CLEEN II Consortium Program Update Public Plenary [Text]] / GE Aviation. FAA CLEEN II Consortium, May 2021. 17 p.
- 102. FAN Renyua, ZHANG Mana. Low Emission Commercial Aircraft Engine Combustor Development in China: From Airworthiness Requirements to Combustor Design // The 2nd International Symposium on Aircraft Airworthiness (ISAA 2011). Procedia Engineering. 2011. Vol. 17. Pp. 618—626. ISSN 1877-7058. URL: https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877705811027573?ref=cra_js_challenge&fr=RR-1 (дата обращения: 20.03.2025)
- 103. Liu Yize, Sun Xiaoxiao, Sethi Vishal K., Nalianda Devaiah K., Li Yi-Guang, Wang Lu. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 94, October. Pp. 12–45. URL: Progress in Aerospace Sciences. Volume 94 (дата обращения: 20.03.2025).
- 104. Herbon J., Patel N., Thompson D. and others Continuous Lower Energy, Emissions and Noise (CLEEN II) Technologies Development TAPS III Combustor. Federal Aviation Administration Final Report. 2020. 66 p.
 - 105. The Engine Yearbook. Aviation Industry Press, 2011. 146 p.
 - 106. Двигатель НК-86 / М.: Машиностроение, 1978. 496 с.
- 107. Ниахамкин, М.А. Конструкция основных узлов двигателя ПС-90А: учебное пособие / М.А. Ниахамкин, М.М. Зальцман. 2-е изд Пермь: Пермский гос. техн. ун-т, 2002.-108 с.
- 108. Сальников, А.В. Цифровые двойники платформа для управления жизненным циклом авиационных двигателей / А.В. Сальников, М.В. Гордин, Ю.Н. Шмотин, А.С. Никулин, П.В. Макаров, М.С. Французов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. №4(745). С. 60–72.

- 109. Григорьев, В.А. Проектный термогазодинамический расчёт авиационных ГТД гражданского назначения: учебное пособие / В.А. Григорьев. Самара: Самарский гос. аэрокосм. ун-т, 2001. 170 с.
- 110. Ткаченко, А.Ю. Разработка виртуального прототипа ГТД в САЕ-системе «Астра» на этапе концептуального термогазодинамического проектирования / А.Ю. Ткаченко, И.Н. Крупенич // Вестник СГАУ. 2012. №3(34). Ч. 2. С. 333–342.
- 111. 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.
- 112. 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.
- 113. 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.
- 114. Кузьмичёв, В.С. Сравнительный анализ точности математических моделей массы турбореактивных двухконтурных двигателей / В.С. Кузьмичёв, Е.П. Филинов, Я.А. Остапюк // Труды МАИ. 2018. Вып. 100. С. 15–33.
- 115. Roux E. Turbofan and Turbojet Engines. Database Handbook / Elodie Roux. Blagnac: 2007. 595 p.
- 116. Соркин, Л.И. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: справочник / Л.И. Соркин, Г.К. Ведешкин, А.Н Князев. М.: ЦИАМ, 2010.- Вып. 15.-415 с.
- 117. Шустов, И.Г. Двигатели 1944—2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные: справочник / И.Г. Шустов. М.: Акс-Конверсалт, 2000. 394 с.
- 118. Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели / А.А. Иноземцев, М.А. Ниахамкин, В.П. Сандрацкий. П.: Авиадвигатель, 2006. 1204 с.

- 119. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей. Аналитический обзор / Под общей редакцией В.А. Скибина. М.: ЦИАМ им. П. И. Баранова, 2004. 424 с
- 120. Зрелов, В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы. Часть 2: учебное пособие / В.А. Зрелов. Самара: издательство Самарского государственного аэрокосмического университета им. С.П. Королёва, 2002. 250 с.
- 121. Галкин, М.Н. Расчёт характеристик двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой: методические указания для курсового проектирования по курсу «Авиационные двигатели» / М.Н. Галкин, К.А. Малиновский М.: МАТИ, 1988. 15 с.
- 122. 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.
- 123. 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. N_2 3. С. 159-165.
- 124. Энциклопедия руниверсалис. SaM146 [Электронный ресурс]: [сайт]. 2023. URL: https://pyhu.pф/SaM146#cite_note-SaM146-1S18-19 (дата обращения: 15.01.2024).
- 125. Грешнов, И.В. Оптимизация двигателя Sam146 / И.В. Грешнов, А.С. Заруцкая, М.С. Лейко, Е.П. Филинов // Электрон. журн. «Теория и практика современной науки». 2017. №1 (19). URL: file:///C:/Users/-/Downloads/optimizatsiyadvigatelya-sam-146.pdf (дата обращения: 15.01.2024).
- 126. Рыбаков, В.Н. Зависимость потребной температуры газа перед турбиной на крейсерском режиме длительного полёта от степени двухконтурности / В.Н. Рыбаков // Вестник Самарского университета им. С.П. Королёва. 2012. №5(36). С. 199–202.
- 127. Диденко, А.А. Теория и расчёт камер сгорания ВРД. Часть II. Оценка экологических показателей камер сгорания ГТД: учебное пособие / А.А. Диденко. Самара: издательство СГАУ, 2012. 54 с.

- 128. Григорьев, В.А. Совершенствование параметрической модели массы газотурбинного двигателя со свободной турбиной для вертолётов / В.А. Григорьев, А.О. Загребельный, Д.С. Калабухов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, №3. С. 137–143.
- 129. Авдеев, С.В. Математическая модель массы турбореактивного двухконтурного двигателя с учётом влияния конструктивной схемы и размерности / С.В. Авдеев // Вестник Самарского университета им. С.П. Королёва. 2021. Т. 20, №1. С. 5—13.
- 130. Lolis P. Development of a preliminary weight estimation method for advanced turbofan engines: Ph.D. thesis / P. Lolis. Cranfield University, 2014. 189 p.
- 131. Onat E., Klees G.W. A method to estimate weight and dimensions of large and small gas turbine engines. Final Report / National Aeronautics and Space Administration (NASA) Lewis Research Center. -1979.-132 p.
- 132. Gunston B. World Encyclopaedia of Aero Engines: All Major Aircraft Power Plants, from the Wright Brothers to the Present Day. 4th ed. Cambridge, England: Patrick Stephens, 1998. 208 p.
- 133. Connors J. The Engines of Pratt & Whitney: A Technical History. Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. 527 p. ISBN 1600867111.
- 134. Диденко А.А., Матвеев С.Г., Цыганов А.М. Сравнительный анализ характеристик по выбросам вредных веществ и расходу топлива новейших и перспективных авиационных газотурбинных двигателей = Comparative analysis of the emission and fuel flow characteristics of the modern and future aviation gas turbine engines // Перспективы развития двигателестроения: материалы междунар. науч.-техн. конф. им. Н.Д. Кузнецова (21–23 июня 2023 г.): в 2 т. / Самар. нац. исслед. ун-т им. С.П. Королева (Самар. ун-т). Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2023. Т. 1. С. 401–403.
- 135. Rolls-Royce Conway. Construction Details [Электронный ресурс] // Aircraft Engine Historical Society. URL: https://www.enginehistory.org/GasTurbines/Rolls-Royce/R-RConway (дата обращения: 01.01.2025).

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Таблица А1 – Основные данные ТРДД узкофюзеляжных самолётов

		<u> </u>	сновные			кофіоз с іл		T		1
№	Двигатель	Год	Gв взл, кг/с	Рвзл, кН	$\pi_{{\scriptscriptstyle{K}}\Sigma}$	Тг, К	m	Мдв, кг	D в, м	$\pi_{\scriptscriptstyle \mathrm{B}}$
1	BR 710	1995	195,95	65,86	26	1457	4,2	1632,93	1,22	_
2	BR 715	1997	288,49	97,89	32	1484	4,55	2113,74	1,47	1,75
3	CF34-10E	2004	-	90,57	29	1256	5,4	-	1,372	-
4	CF34-10A	2010	-	78,47	29	-	5	-		-
5	CFM LEAP-1A	2017	-	143,05	40	1730	11	3153	1,98	-
6	CFM LEAP-1B	2017	591,4	130,4	40	1800	9	2780	1,76	1,9
7	LEAP-1C	2016	-	137,14	40	1950	11	3935	1,98	-
8	CFM56-5A1	1988	386	111	31,2	-	6	-	1,73	-
9	CFM56-5B1	1994	427,7	133,446	32	1550	5,5	2381	1,735	1,6
10	CFM56-5B2	1993	443,6	137,894	32,9	1550	5,5	2381	1,735	1,6
11	CFM56-5B3/P	2003	433,6	142,342	33,7	1550	5,4	2381	1,735	1,6
12	CFM56-5B4/2	1994	406,9	120,101	29,1	1550	5,7	2381	1,735	1,6
13	CFM56-5B6	1996	382,8	104,533	25,8	1550	5,9	2381	1,735	1,6
14	CFM56-5C2	1991	465,8	138,784	31,5	1633	6,6	2585	1,836	1,58
15	CFM56-5C4	1996	483	151	38,3	1650	6,4	3990	1,8	1,7
16	CFM56-7B18	2009	307	86,7	32,8	1700	5,5	2366	1,55	1,8
17	CFM56-7B20	1997	311,2	91,633	22,7	1600	5,6	2366	1,549	1,6
18	Д436-Т1	1995	254,2	75	22,7	1470	4,91	1450	1,373	1,6
19	Д436-Т2	1996	265,2	82	24,2	1525	4,87	1420	1,373	-
20	Д436-148	2007	238,7	68,3	20,8	1405	4,7	1400	1,373	-
21	JT8D-217	1980	150	84,6	18,1	1380	1,74	2125	1,25	-
22	PW2037	1980	541	164,5	26,9	1669	6	3260	-	-
23	PW6122A	2002	-	97,9	26,1	-	4,9	-	1,435	-

Окончание табл. А1

		1		ъ			1	Окончан	10001111	1
№	Двигатель	Год	Gв взл, кг∕с	Рвзл, кН	$\pi_{{\scriptscriptstyle{\mathrm{K}}\Sigma}}$	Тг, К	m	Мдв, кг	Д в, м	$\pi_{\scriptscriptstyle \mathrm{B}}$
24	PW6124A	2004	-	106,8	28,2	1570	4,9	-	1,435	1,7
25	PW1127G	2015	-	122,81	-	-	12	-	2,1	-
26	PW1133G	2015	-	150,1	40	1900	12	2858	2,1	-
27	PW1500	2015	-	107	-	-	12	-	1,9	-
28	PW1124G	2015	-	109,95	-	-	12	-	2,1	-
29	PW1431G	2016	-	143,21	-	-	12	-	2,1	-
30	PW1700	2018	-	67	-	-	9	-	1,4	-
31	PW1900	2018	-	98	-	-	12	-	1,9	-
32	SAM-146-1S17	2010	-	69,82	27,97	1640	4,43	-	1,224	-
33	SAM-146-1S18	2012	-	73,32	27,97	1700	4,43	2327	1,224	1,8
34	V2500-A1	1989	-	111	29,8		5,4	2359	1,587	-
35	V2522-A5	1992	-	97,86	26,9	1633	4,9	2359	1,613	1,7
36	V2524-A5	1996	-	106,7	26,9	-	4,9	2484	1,613	-
37	V2525-D5	1995	-	111	27,2	1633	4,8	2359	1,613	1,8
38	V2527-A5	1993	-	117,9	27,2	-	4,8	2484	1,613	-
39	V2528-D5	1995	-	124	30	1470	4,7	2359	1,613	-
40	V2530-A5	1994	-	139,7	32,1	-	4,6	2359	1,613	-
41	V2533-A5	1996	-	146,6	33,4	1633	4,5	2484	1,613	1,8
42	V2500-E5	2014	-	155	36,2	-	4,6		1,613	-
43	НК-8	1964	214,5	93,2	10,25	1200	0,984	2500	1,345	-
44	НК-8-2У	1973	228	103	10,7	1230	1,05	2170	1,345	-
45	Д-30 1сер	1969	127	66,7	18,6	1357	1	1768	0,96	-
46	Д-30КП1	1971	280	118	20,4	1427	2,36	2640	1,45	-
47	Д-36	1977	253	63,7	20,2	1450	5,6	1106	-	-
48	RR Spay MK512	1964	-	55,9	20,7	-	0,64	1175	-	-
49	AE 3007	1991	133,4	32,04	23	1470	5	717	0,98	1,5

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Таблица Б1 – Основные данные ТРДД широкофюзеляжных самолётов

№	Двигатель	Год	Gв взл, кг∕с	Рвзл, кН	$\pi_{{\scriptscriptstyle{\mathrm{K}}\Sigma}}$	Тг, К	m	Мдв, кг	Dв, м	$\pi_{\scriptscriptstyle \mathrm{B}}$
1	CF6-50	1973	-	240	31,1	1575	4,4	4104	2,195	-
2	CF6-80C2	1984	-	275,6	31,8	1630	5,31	4472	2,362	-
3	CF6-80E1A2	1993	873,6	287,055	32,6	1553	5,3	4865	2,794	1,57
4	GE90-76B	1995	1361	340	39,3	1750	8,4	7893	3,1	1,7
5	GE90-85B	1995	1377,6	376,763	39,3	1643	8,4	7074	3,124	1,65
6	GE90-115B	2001	-	492,69	42	1860	9	8283	3,256	-
7	GEnx-1B70	2008	1234,2	311	53,3	1800	9,3	5816	2,822	1,87
8	GEnx-1B74	-	-	329,61	55,4	-	9,1	-	2,822	-
9	GEnx-1B76	-	-	338,51	58,1	-	9,1	-	2,822	-
10	GEnx-2B67B	2011	-	295,81	52,4	-	8	-	2,659	-
11	GE9X	2020	-	466,8	64	-	10,3	-	3,4	-
12	GE9X-105B1	-	-	490	60	-	-	-	3,4	-
13	JT9D-7	1971		202,8	24,2	1517	4,7	3800	2,34	1,6
14	JT9D-7R4G2	1982	-	243,5	26,7	-	4,8	4160	2,37	1,67
15	PW4098	1999	-	435,9	40,95	1930	5,8	-	2,868	1,8
16	PW4084	1995	1156,7	385,93	34,2	1820	6,41	6597	2,845	1,7
17	PW4090	1998	1230,1	408,3	36	1900	6,3	7069	2,845	1,74
18	PW4168	1993	877,2	302,5	32	1634	5,1	5625	2,535	1,75
19	PW4062	1992	1	275,8	32	1598	4,8	ı	2,377	1,76
20	PW4052	1986	1	231,3	27,5	1579	4,98	ı	2,377	1,65
21	PW4462	-	-	275,8	32,3		4,8	-	2,377	1,8
22	GP7268	2005	907	302,478	46	1925	8	5216	2,946	1,7
23	GP7270	2006	1200	311	45,6	1800	8,8	6718	2,9	1,7
24	GP7270	2005	1179,3	311,374	45,6	1725	8,7	6712	2,946	1,7
25	GP7277	2005	1179,3	342,511	45,6	1775	8,7	6033	2,946	1,7
26	RB211-22B	1972	-	186,66	-	-	-	4157	2,15	-
27	RB211-535C	1983	-	166,22	-	-	-	-	1,86	-

Окончание табл. Б1

№	Двигатель	Год	Gв взл, кг∕с	Рвзл, кН	$\pi_{{\scriptscriptstyle{\mathrm{K}}\Sigma}}$	Тг, К	m	Мдв, кг	ДВ , м	$\pi_{\scriptscriptstyle \rm B}$
28	RB211-535E4	1984	-	178,22	25,8	1530	4,3	3295	1,88	-
29	RB211- 535E4B	1989	-	191,55	-	1578		3295	1,88	-
30	RB211-524H	1990	727,6	269,56	34,5	1548	4,3	4386	2,192	1,5
31	RB211-524G- T	1998	727,6	257,996	32,9	1550	4,3	4295	2,192	1,7
32	Trent 1000	2008	1247,4	235,755	50	1820	10,8	6437	2,845	1,8
33	Trent 1000A	2006	1290	265,3	50	1820	10	5936	2,85	1,8
34	Trent 556	2000	879	249	35	1650	7,6	4990	2,5	1,7
35	Trent 556	1999	879	249	36,3	1581	7,6	4840	2,47	1,6
36	Trent768	1994	876,34	300,36	35,2	1560	4,97	4785,4	2,46	1,75
37	Trent 772-60	1995	897,2	316,267	36,8	1652	4,89	4785	2,474	1,62
38	Trent 875	1996	1125,82	346,63	34,9	1549	6,21	6047,75	2,79	1,7
39	Trent 890	1998	1233,77	406,26	42,8	1625	5,75	6047,75	2,79	1,7
40	Trent 900	2004	1204	340,289	41	1593	7,14	6271	2,794	1,8
41	Trent 970-84	2004	1125,36	344,3	37	1870	8,7	6246	2,95	1,7
42	Trent1000	2008	1247	235	50	1820	10,8	6437	2,845	1,8
43	Trent100A	2006	1290	265	50	1820	-	-	2,85	1,8
44	TrentXWB-84	2013	1436	375	50	2273	9,6	7277	3	1,8
45	TrentXWB-97	2017	-	431	1	-	9,6	7550	3	-
46	UltraFan	2022	-	-	70	-	-	-	3,56	-
47	НК-86	1980	288	127,5	12,93	1260	1,18	2750	-	_
48	НК-86А	1987	-	130,4	12,93	1280	1,18	2540	-	_
49	НК-93	1989	985	176,5	29	1600	14,8	3650	2,9	_
50	ПС-90А	1992	471	171,6	35,5	1621	4,5	2950	1,9	1,67
51	ПС-90А-76	2003	461	142,2	29,5	1640	4,6	2800	1,9	1,61
52	ПС-90-А12	-	369	117,7	21,4	1640	5,05	2300	1,67	1,6
53	ПС-90А2	2010	504	157	33,5	1640	4,5	3000	1,9	1,8
54	Д-18Т	1984	760	229,8	25	1540	5,6	4100	2,33	-

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Таблица В1 – Основные геометрические соотношения для ТРДД узкофюзеляжных самолётов и их КС

No	Двигатель	Год	D в/ D кс	L/Lк с	Lкс/H	$\pi_{ ext{ iny K}\Sigma}$	Тг, К	Рвзл, кН
1	Conway RB. 80	1952	1,06	3,18	3,29	14,1	-	77,8
2	Spay Mk.512	1980	1,16	4,00	2,60	20,7	-	55,9
3	AE3007	1991	1,82	6,40	2,18	23	1470	32,04
4	GMA3014ADV	1992	2,10	7,10	1,76	-	-	89
5	BR 715	1995	2,10	7,26	2,26	32	1484	97,89
6	Pearl 15	2015	2,50	8,27	1,83	43	-	67,2
7	JT3D-1	1958	1,30	2,90	3,13	16	-	75,62
8	JT8D-5	1963	1,27	3,15	3,80	15,4	-	54,5
9	PW2037	1981	2,33	6,85	2,17	26,9	1669	164,5
10	PW6000	2005	2,14	6,60	1,98	28,2	1570	106,8
11	PW 1127G	2007	3,86	-	-	-	-	122,81
12	PW1133G	2013	4,00	10,35	1,95	40	1900	150,1
13	CFM56-5B	1994	2,23	8,00	1,75	32	1550	133,4
14	CFM56-7B	1995	1,93	7,40	1,51	22,7	1600	91,6
15	LEAP-1A	2013	3,07	9,04	1,90	40	1900	143,1
16	V2500	1989	2,23	8,60	1,85	29,8	-	111
17	Д-20П	1955	1,28	4,52	3,40	14	1330	53,9
18	Д-30	1963	1,29	4,65	3,20	18,6	1357	66,7
19	НК-8	1964	1,28	4,1	2,00	10,25	1200	93,2
20	Д-36	1977	1,89	4,70	2,27	20,2	1450	63,7
21	Д-436Т	1985	2,00	6,15	2,00	22,7	1470	73,5
22	JT9D-7	1971	2,29	4,63	2,92	23,4	-	213,1
23	PW4168	1994	2,48	8,17	1,80	32	1634	302,5
24	RB 211-22B	1970	2,32	6,95	2,30	24,7	-	186,66
25	RB211-524	1973	2,44	7,75	2,31	28,4	1550	222,6
26	RB211-535	1983	2,26	6,53	2,30	25,8	1530	178,22
27	Trent 700	1994	2,71	8,33	1,90	35,2	1560	300,4
28	Trent 500	1999	2,95	10,00	1,80	36,3	1581	249
29	Trent 1000	2006	3,47	10,50	1,80	50	1820	265,3
30	CF6-50	1972	2,48	7,64	3,30	31,1	1575	240
31	CF6-80C2	1985	2,69	7,38	2,23	31,8	1630	275,6
32	GE90-94B	1995	3,00	11,10	1,72	39,3	1750	360,62
33	GE90-115B	2000	3,30	12,00	1,72	42	1860	492,69
34	GEnx-1B	2012	3,30	11,40	1,72	53,3	-	311
35	GE9X	2016	5,30	10,80	1,38	64	-	466,8
36	НК-86	1979	1,28	4,18	2,20	12,93	1260	127,5
37	ПС-90	1987	2,74	6,95	2,7	31,1	1621	127,5

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Таблица $\Gamma 1$ – Данные для построения зависимостей степени повышения давления от удельного расхода

Двигатель	Сертификация или госиспытания, год	Удель расход, (кг/ч)/кгс	$\pi_{\scriptscriptstyle{ ext{KB}3J1}}$	
Д-36	1977	0,649	20,2	
RB211-535E4	1984	0,62	25,8	
Д-18Т	1987	0,585	25	
ПС90А	1992	0,595	31,9	
V-2522-A5	1993	0,55	25,2	
V-2528-D5	1993	0,543	30	
PW4168	1993	0,566	33,4	
V-2525-D5	1994	0,543	27,7	
V-2533-A5	1994	0,547	33,4	
Trent768	1994	0,559	35,2	
PW4084	1994	0,557	36,3	
GE90-76B	1995	0,525	39,3	
PW4090	1996	0,55	38,6	
CFM56-5C4	1996	0,567	38,3	
Trent556	1999	0,53	36,3	
CFM56-5B	2003	0,6	32,9	
Trent 900	2004	0,52	41	
GP7268	2005	0,52	46	
PW6124	2005	0,598	28,2	
PW4052	2012	0,576	27,5	
LEAP-1	2013	0,52	50	
PW-1400G	2016	0,525	42	

приложение д

Таблица Д1 – Данные для построения зависимостей температуры перед турбиной от степени повышения давления

Двигатель	Гос. испытания, год	$\pi_{{\scriptscriptstyle \mathrm{KB3JI}}}$	Т _{г взл} , К	т взл
Д-36	1977	20,2	1450	5,6
Д-18Т	1987	25	1600	5,6
Д-436Т1	1999	23,2	1483	4,82
НК-86	1979	12,93	1172	1,18
НК-93	2005	28,85	1520	16,6
НК-8	1964	10,25	1140	0,984
HK-8-4	1962	10,8	1190	1,042
Нк-8-2	1971	9,6	1200	1,05
НК-8-2У	1971	10,8	1156	1,05
Д-20П	1960	12	1359	1
Д-30 I серии	1966	18,65	1347	1
Д-30 II серии	1969	18,81	1357	1
Д-30 III серии	1981		1330	0,843
Д-30КП	1972	19,45	1427	2,36
Д-30КУ 1сер	1971	17,4	1385	2,42
Д-30КУ	1978		1356	2,2
Д-30КУ-154	1984		1336	2,3
ПС-90А	1991	35,5	1565	4,36
ПС-90А-76	2003	29,5	1575	4,6
AE3007	1991	32,04	1470	5
BR710	1995	26	1457	4,2
BR715	1997	32	1484	4,55
CF34-3A	1996	21	1477	6,2
CF6-80E1A2	1993	32,6	1553	45721
CFE738	1992	23	1643	45721
CFM LEAP-1B	2013	50	1800	9
CFM56-5B1	1994	32	1550	45782
CFM56-5B2	1993	32,9	1550	45782
CFM56-5B3/P	2003	33,7	1550	45752
CFM56-5B4/2	1994	29,1	1550	45843
CFM56-5B6	1996	25,8	1550	45905
CFM56-5C2	1991	31,5	1633	45814
CFM56-5C4	1996	38,3	1650	6,4
CFM56-7B18	2009	32,8	1700	5,5
CFM56-7B20	1997	22,7	1600	5,6
EJ200	1991	26	1800	0,4
GE Honda HF120	2009	24	1700	2,9
GE90-76B	1995	39,3	1750	8,4
GE90-85B	1995	39,3	1643	8,4
GEnx-1B70	2008	43	1800	9,6
GP7268	2005	46	1925	8

Окончание табл. Д1

Двигатель	Гос. испытания, год	$\pi_{{}_{\scriptscriptstyle{\mathrm{KB}3,\!\Pi}}}$	Т _{г взл} , К	т взл
GP7270	2006	45,6	1800	8,8
GP7277	2005	45,6	1775	8,7
HTF7000	1999	28,2	1480	4,4
JT15D-5D	1993	13,1	1353	2
Larzac04-R20	1990	10,6	1433	1,04
LEAP-1C	2014	50	2100	11
PW2337	1993	27,4	1500	5,8
PW305B	1990	15,5	1350	4,3
PW306B	1999	20,58	1460	4,24
PW4052	2012	27,5	1650	5
PW4084	1994	36,3	1634	6,41
PW4090	1996	38,6	1634	6,3
PW4168	1993	33,4	1634	5,1
PW6124	2005	28,2	1570	4,9
RB.211-524H	1990	34,5	1548	4,3
RB.211-524G-T	1998	32,9	1550	4,3
SAM146-1S18	2010	28	1700	4,4
Tay 611-8C	2002	15,8	1600	3,04
Tay RB183-3 Mk. 651	1992	16,6	1500	33,07
TFE 731-60	1996	22	1450	3,9
Trent 1000	2008	50	1820	10,8
Trent 1000-A	2006	50	1820	10
Trent 556	2000	35	1650	7,6
Trent 768	1994	35,2	1560	4,97
Trent 772-60	1995	36,8	1652	4,89
Trent 875	1996	34,9	1549	6,21
Trent 890	1998	42,8	1625	5,75
Trent 900	2004	41	1593	7,13
Trent 870-94	2004	37	1870	8,7
Trent XWB	2010	50	2273	9,6
V2522-A5	1993	25,2	1623	4,9
V2525-D5	1994	27,7	1623	4,8
V2528-D5	1993	30	1470	4,7
V2533-A5	1994	33,4	1623	4,5
ПД-14М	2016	46	2000	7,2