

Научная статья
УДК 621.452.32
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185676>
EDN: <https://www.elibrary.ru/GZCCHG>



Методика концептуального проектирования камер сгорания газотурбинных двигателей для самолетов гражданской авиации

Екатерина Владимировна Орлова¹, Михаил Юрьевич Орлов²✉

^{1, 2} Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
Самара, Российская Федерация

¹ adler_e_v@mail.ru

² adler65@mail.ru ✉

Аннотация. В статье приведено описание разработанной методики формирования облика камер сгорания для авиационных газотурбинных двигателей последних поколений. На основе изучения камер сгорания газотурбинных двигателей узко- и широкофюзеляжных самолетов предложены подходы для выбора технологий горения и построения обличей создаваемых камер сгораний. Новая методика позволяет снизить материальные и временные затраты на проектирование камер сгорания ГТД, а также повысить его эффективность.

Ключевые слова: построение облика камер сгорания ГТД, методика концептуального проектирования камер сгорания, выбор технологий горения

Для цитирования: Орлова Е.В., Орлов М.Ю. Методика концептуального проектирования камер сгорания газотурбинных двигателей для самолетов гражданской авиации // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 3. С. 159-165. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185676>

Original article

A Conceptual Design Technique for the Civil Aviation Aircraft Gas Turbine Engines Combustion Chambers

Ekaterina V. Orlova¹, Mikhail Yu. Orlov²✉

^{1, 2} Samara National Research University, Samara, Russian Federation

¹ adler_e_v@mail.ru

² adler65@mail.ru ✉

Abstract

The article adduces description of the developed technique for the layout shaping of the combustion chambers for aircraft gas turbine engines of the latest generations intended for civil aviation. With a view to the political situation, it is important for Russia to ensure the development of domestic civil aviation aircraft and their engines. The solution to this problem is associated with import substitution. Currently, the gas turbine engine combustion chamber is the most complex engine element in terms of design and refinement. It is stipulated by the lack of reliable mathematical models of the working process due to the presence of combustion and turbulent gas flows, the constant growth

of cycle parameters, as well as the stricter requirements for the combustion chamber, which it must meet. When creating a combustion chamber, its layout forming at the early design stages plays an important role. It is impossible to compute the working process and characteristics of the combustion chamber in the absence of its geometry. The combustion chamber layout is its geometric shape with the dimensions of the flow part. Subsequently, based on the combustion chamber layout, a mathematical model of the workflow and computations in SAE systems are being performed to evaluate the characteristics of the product. However, the currently available techniques allow creation of the combustion chamber shapes only for engines of the third, less often fourth generations. Thus, the developed technique is adapted to the combustion chambers of modern civil aviation engines. The technique that has passed the test of time and was employed by the “ODK-Kuznetsov” Public Joint Stock Company was selected as the basic one. This technique includes 118 formulas that make up the computational algorithm for the flow part of the NK-8 engine combustion chamber. Within the framework of this work the data was accumulated and analysis of combustion chambers of both narrow- and wide-body aircraft was performed. Then, the numerical values of the empirical coefficients were replaced in the computational formulas of the basic methodology. The combustion chamber images constructing with various combustion technologies, such as TAPS, TALON, etc., allowed revealing that each combustion technology has its own mathematical description. Thus, it is important to select the right prototype of the projected combustion chamber in the beginning of the conceptual design. For this purpose, a block was added to the developed technique. In this block, based on the requirements for the designed engine, the input and output parameters of the combustion chamber (the degree of pressure increase behind the compressor and the temperature of the gas at the turbine inlet) are evaluated. Further, a prototype with a specific combustion technology is being selected. The developed methodology includes as well a block, in which total pressure losses are being computed based on the formed shape. There is also a possibility to apply the technique in thermo-gas-dynamic engine computing programs, which allows increasing their efficiency, as well as providing an opportunity to refine the power plant mass.

Keywords: layout construction of the gas turbine engine combustion chambers, combustion chambers conceptual design technique, combustion technologies selection

For citation: Orlova E.V., Orlov M.Yu. A Conceptual Design Technique for the Civil Aviation Aircraft Gas Turbine Engines Combustion chambers. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):159-165. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185676>

List of Figures

Fig. 1. Relative dimensions transformation of combustion chambers for the gas turbine engines

Fig. 2. Diagram with the basic geometric relations of the combustion chamber layout [16]

Fig. 3. The combustion chamber original layout overlaying on the computed one according to the basic (a) and modified technique (b)

Fig. 4. The technique refinement

Введение

Проектирование и серийное производство газотурбинных двигателей (ГТД) относится к приоритетным научно-техническим задачам основных развитых государств, таких как Россия, Китай, США, Канада, Франция и Великобритания. При смене поколений ГТД максимальные значения параметров его термогазодинамического цикла (общая степень повышения давления в компрессоре и температура газа перед турбиной) постоянно увеличиваются [1–3]. Поэтому разработка новых двигателей является результатом решения комплекса сложных инженерных задач в одной из самых высокотехнологичных, дорогостоящих и наукоемких отраслей и требует наличия компетенций как в области проведения фундаментальных, так и прикладных исследований. Кроме того, в условиях международной конкуренции и политического

соперничества, важную роль в рассматриваемом процессе играет и временной фактор [4]. Рабочий процесс одного из основных элементов ГТД, его камеры сгорания, из-за наличия в ней процесса горения, не имеет точного математического описания [5]. В итоге камера сгорания ГТД является самым сложным с точки зрения проектирования и доводки элементом двигателя [6]. Для ее проектировочного расчета как в отечественной, так и зарубежной практике обычно вначале формируется геометрическая форма камеры сгорания (ее облик), характеризующая размеры проточной части, затем используется математическая модель, позволяющая описать ее рабочий процесс и осуществить поверочный расчет на основе 3D-моделей с помощью пакетов инженерного анализа [7–11]. Именно во время формирования облика камеры сгорания (этап концептуального проектирования) заклады-

вается принцип ее работы, который впоследствии является основой для достижения тех или иных характеристик. В доступных печатных изданиях в основном приведены методики формирования обливо, которые в лучшем случае соответствуют авиационным газотурбинным двигателям четвертого, а чаще – третьего поколения. Это ограничивает возможности создания современных высокоэффективных газотурбинных двигателей. Результаты проведенной работы предназначены восполнить этот пробел.

Методы исследования

Объектом данного исследования является камера сгорания газотурбинного двигателя гражданской авиации, а предметом – формирование ее предварительного облика при концептуальном проектировании. Для исследования объекта использовались следующие методы: эмпирические (в виде измерений, сравнений и эксперимента) и теоретические (индукция, дедукция, анализ и синтез). В конечном итоге в качестве основных методов применялись аналитические исследования, расчетный эксперимент, компьютерное моделирование. Были рассмотрены двигатели широко- и узкофюзеляжных гражданских самолетов, данные о которых были получены из открытых источников, произведены обмеры обливо современных камер сгорания и на их основании получены геометрические соотношения для характерных размеров [2–3], которые позволяют оценить трансформацию облика камеры сгорания для двигателей различных поколений и изменение геометрических соотношений для камер сгорания с разными технологиями горения (рис. 1).

Также было проанализировано изменение входных и выходных параметров камер сгорания, таких как степень повышения давления и температура перед турбиной [12–14] и применимость различных технологий горения, обеспечивающих при этом работоспособность камеры сгорания.

Результаты и обсуждения

Был проанализирован ряд существующих методик концептуального проектирования камер

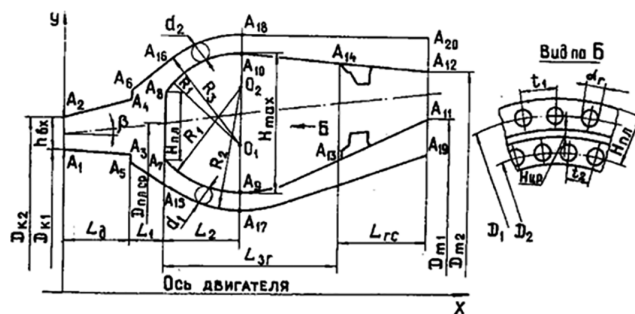


Рис. 2. Схема с основными геометрическими соотношениями облика камеры сгорания [16]

сгорания, позволяющих сформировать ее предварительный облик [8, 10, 15–17]. Выполненные тестовые расчеты и рассмотрение структуры их формул показали, что без внесения изменений эти методики не могут обеспечить проектирование современных камер сгорания. В конечном итоге, после сопоставления достоинств и недостатков рассматриваемых методик, в качестве базы для выполняемой работы была выбрана методика проекторочного расчета камеры сгорания [16], позволявшая определять все основные геометрические соотношения для облика камеры сгорания (рис. 2).

Данная методика, широко использовавшаяся на ПАО «ОДК-Кузнецов» в 80-е годы прошлого века, состоит из 118 формул, составляющих алгоритм расчета геометрии кольцевой многофорсунной камеры сгорания. Исходными данными для расчета являются термодинамические (расход воздуха через внутренний контур двигателя, давление и температура воздуха за компрессором, расход топлива, полнота сгорания и т. д.) и конструктивные (диаметральные габариты на выходе из последней ступени компрессора, диаметральные габариты на входе в сопловой аппарат турбины). Сначала были выполнены расчеты для построения облика камеры сгорания с использованием базовой методики для параметров двигателя SAM146. Его сравнение с оригинальным обликом камеры сгорания показало наличие существенных отличий. При этом полученный расчетным путем облик соответствовал камерам сгорания третьего поколения газотурбин-

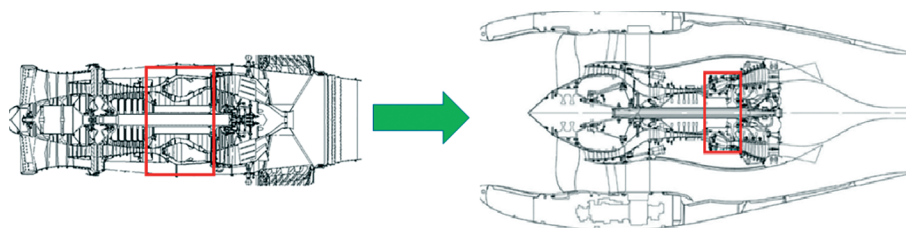


Рис. 1. Трансформация относительных размеров камер сгорания для ГТД

ных двигателей, что подтвердило ранее сделанное предположение о возможностях используемой методики (рис. 3, а).

Затем была выполнена доработка методики с подбором коэффициентов в основных формулах для ее адаптации при проектировании современных камер сгорания. При этом использовались статистические данные [2, 3, 18], сформированные в ходе анализа геометрии камер сгорания двигателей последних поколений с различными технологиями горения.

Так, например, в базовой методике для определения длины диффузора используется формула, которую можно представить в следующем виде:

$$L_D = A \cdot \left(\frac{Q}{20} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot h_{\text{вх}}, \quad (1)$$

где Q — объемный расход через камеру сгорания; $h_{\text{вх}}$ — высота канала входа в диффузор; A — эмпирический коэффициент.

Формула для определения расстояния от выходного сечения диффузора до плоскости плиты фронтального устройства имеет вид

$$L_1 = B \cdot \left(\frac{Q}{20} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot L_D, \quad (2)$$

где B — также эмпирический коэффициент.

Адаптация методики для построения облика камеры сгорания SAM 146 проводилась за счет замены эмпирических коэффициентов как в приведенных здесь для примера формулах, так и во всех остальных, описывающих геометрию камеры

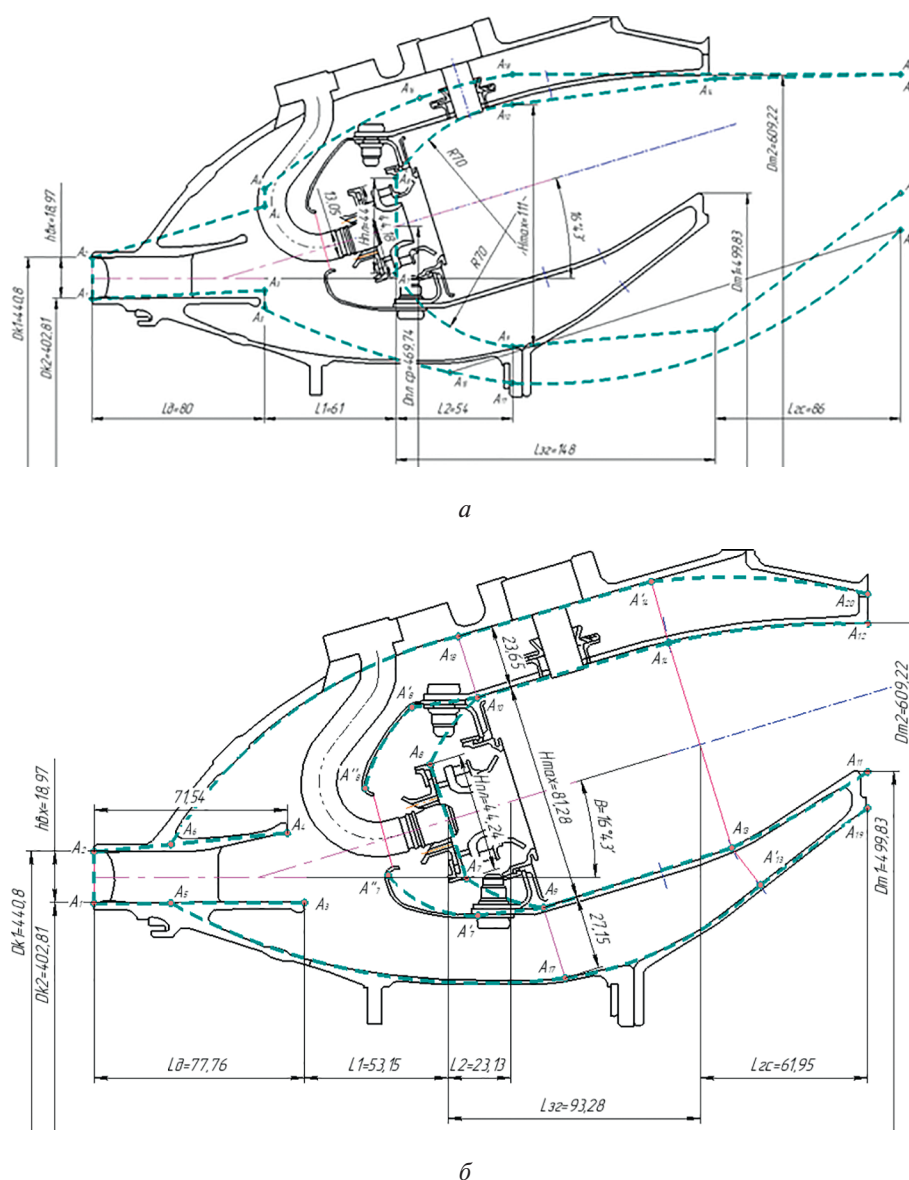


Рис. 3. Наложение оригинального облика камеры сгорания на рассчитанный по базовой (а) и по доработанной методике (б)

сгорания. В некоторых случаях также были изменены рекомендуемые значения угловых величин.

Полученный при использовании новых формул и соотношений расчетный результат (рис. 3,б) подтвердил возможность их использования для формирования облика современных конструкций камер сгорания.

Затем подобная работа была проведена и для других камер сгорания, в результате чего было получено математическое описание, позволяющее выполнять построение обликов камер сгорания с технологиями TAPS, TALON и др. Верификация расчетных формул была выполнена на базе камер сгорания двигателей PW 1133G, LEAP-1 и др.

Было установлено, что не существует универсального описания облика современных камер сгорания. Каждый облик зависит от технологии горения, реализованной в камере сгорания, а иногда и от отдельных конструктивных особенностей, использующихся фирмой-разработчиком.

Применяемая в качестве базовой методика проектировочного расчета имеет блочную структуру, в которой каждый блок соответствует определению геометрии конкретного элемента камеры сгорания с помощью математических соотношений. Поэтому эти блоки можно заменять, используя новые с другими формулами. Такая структура методики также позволяет дополнять ее структуру новыми блоками, позволяющими решать различные дополнительные задачи. Исходя из этого, на следующем этапе дорабатываемая методика была дополнена рядом блоков, позволяющим выполнить выбор прототипа с конкретной технологией

горения и оценить уровень потерь полного давления (рис. 4).

Для этого были разработаны специальные подходы. Так, на базе обобщения статистических данных по камерам сгорания была получена полиномиальная зависимость суммарной степени повышения давления от удельного расхода на взлетном режиме:

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

Аналогично на основе статистики были получены зависимости, позволяющие оценить температуру на выходе из камеры сгорания.

Максимальная температура описывается выражением:

$$T_{Г\max} = 0,0003\pi_{\Sigma}^4 - 0,0076\pi_{\Sigma}^3 - 1,069\pi_{\Sigma}^2 + 62,94\pi_{\Sigma} + 889,79. \quad (4)$$

Для средних температур:

$$T_{Г\text{ср}} = -0,0003\pi_{\Sigma}^4 - 0,0067\pi_{\Sigma}^3 - 4,4097\pi_{\Sigma}^2 + 118,76\pi_{\Sigma} + 387,05. \quad (5)$$

Тогда на этапе разработки технического предложения по заданному для двигателя удельному расходу топлива можно задавшись суммарной степенью повышения давления определить температуру за камерой сгорания. При этом в зависимости от возможностей предприятия-производителя газотурбинного двигателя по реализации конкрет-

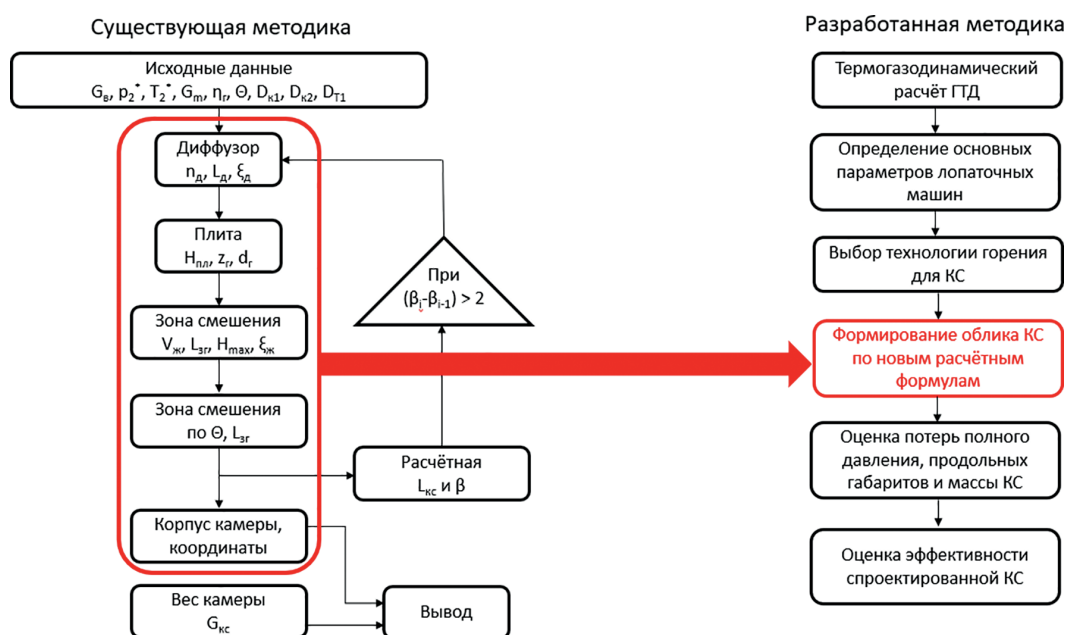


Рис. 4. Доработка методики

ных технологий производства и использованию определенных материалов лопаток турбин, можно ориентироваться как на максимальный уровень достигнутых температур за камерой сгорания, так и на его среднее значение. По полученным параметрам, соответствующим условиям на границах камеры сгорания (входе и выходе) выбирается прототип с реализованной в нем технологией горения. Затем на основе разработанного математического описания для облика камеры сгорания с этой технологией горения производится его построение. Таким образом, выбор прототипа производится на основе достигнутых в реальных конструкциях значений показателей, что позволяет впоследствии осуществить доводку спроектированной с таким подходом конструкции.

После формирования облика камеры сгорания, на его основе с помощью 2D-моделирования проводится оценка уровня ее потерь давления, точность которой выше, чем при использовании расчетного подхода, использованного в базовой методике.

Новая методика может использоваться совместно с программой термогазодинамического расчета газотурбинного двигателя «Астра», что позволяет повысить качество проектирования силовой установки за счет более точных исходных данных для расчета [19] и оценки массы [20].

Выводы

На основе проведенной работы можно сделать следующие выводы:

- разработанная методика, в отличие от существующих, позволяет формировать облики камер сгорания авиационных ГТД IV и V поколений;
- общие подходы, использованные в базовой методике [16] позволяют за счет изменения в ее формулах численных значений эмпирических коэффициентов, адаптировать ее для создания современных изделий, таким образом эта методика является общей для всех типов камер сгорания;
- каждой технологии горения (TAPS, TALON, TALON II, TALON X, TILED PHASE 5 и др.), используемой в современных камерах сгорания, соответствует свой облик и его индивидуальное математическое описание;
- использование статистических данных позволяет повысить качество имеющихся методик проектирования камеры сгорания.

Список источников

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.

2. Орлов М.Ю., Зрелов В.А., Орлова Е.В. Использование статистических данных для предварительного проектирования камер сгорания двигателей узкофюзеляжных самолетов // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 151–160. DOI: 10.34759/vst-2022-4-151-160
3. Орлов М.Ю., Орлова Е.В. Анализ статистических данных для формирования облика камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей широкофюзеляжных самолетов // Вестник РГТА им. П.А. Соловьева. 2022. № 2 (61). С. 32–38.
4. Бабкин В.И., Цховребров М.М., Солонин В.И. и др. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий // Двигатель. 2013. № 2(86). С. 2–7.
5. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД /Пер. с англ. С.О. Апельбаума и др. / Под ред. В.Е. Дорошенко. М.: Мир, 1986. 566 с.
6. Бакланов А.В. Поэтапная доводка камеры сгорания газотурбинного двигателя, работающей в условиях форсирования скорости воздуха на выходе из компрессора // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 13–22.
7. Александров Ю.Б., Нгуен Т.Д., Мингазов Б.Г. Проектирование и доводка камер сгорания газотурбинных двигателей на основе расчетов различного уровня сложности // Вестник Самарского ун-та. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20. №3. С. 7–23. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23
8. Moreno-Pacheco L.A., Sánchez-López F., Barbosa-Saldaña J.G., et al. Design and Numerical Analysis of an Annular Combustion Chamber // Fluids. 2024. Vol. 9. No. 7: 161. DOI: 10.3390/fluids9070161
9. Jagadish V., Anandarao G., Maddaiah K.C., et al. Design and Analysis of Gas Turbine Combustion Chamber // AIP Conference Proceedings. 2023. Vol. 2492: 20031. DOI:10.1063/5.0113361
10. 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. DOI: 10.1016/j.jprr.2016.04.001
11. Balijepalli R., Dasore A. Design and Optimisation of Annulus Combustion Chamber of Gas Turbine Engine: An Analytical and Numerical Approach // In book: Verma P., Samuel O.D., Verma T.N., et al. (eds) Advancement in Materials, Manufacturing and Energy Engineering. Vol. II. Lecture Notes in Mechanical Engineering. Springer, Singapore, 2022, pp. 553–567. DOI: 10.1007/978-981-16-8341-1_47
12. Зрелов В.А. Отечественные авиационные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы. М.: Машиностроение, 2005. 336 с.
13. Сорокин Л.И. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки: справочник (по материалам зарубежных публикаций). Выпуск 15. М.: ЦИАМ, 2010. 413 с.

14. Roux E. Turbofan and Turbojet Engines. Database Handbook. Elodie ROUX, 2007. 595 p.
15. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.
16. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2002. 526 с.
17. Мингазов Б.Г., Явкин В.Б. Автоматизированные расчет и проектирование камер сгорания ГТД. Казань: Изд-во КГТУ, 2002. 54 с.
18. Yize L., Xiaoxiao S., Sethi V., et al. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 94, pp. 12-45. DOI: 10.1016/j.paerosci.2017.08.001
19. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Филинов Е.П. и др. Влияние целевого назначения самолета на оптимальные параметры рабочего процесса и схемы силовой установки // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 112–122. DOI: 10.34759/vst-2020-2-112-122
20. Кузьмичев В.С., Филинов Е.П., Остапюк Я.А. Сравнительный анализ точности математических моделей массы турбореактивных двухконтурных двигателей // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93362>

References

1. Inozemtsev AA, Nikhamkin MA, Sandratskii VL. *Fundamentals of the design of aircraft engines and power plants*. Perm: Aviadvigatel'; 2006. 1204 p. (In Russ.).
2. Orlov MYu, Zrellov VA, Orlova EV. Statistic data application for narrow-body aircraft engines combustion chambers preliminary design. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(4):151-160. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-151-160
3. Orlov MYu, Orlova EV. Analysis of statistical data for conceptualization of combustion chambers of aircraft gas turbine engines for wide-body aircraft. *Vestnik RGATA im. P.A. Solov'eva*. 2022(2):32-38. (In Russ.).
4. Babkin VI, Tskhovrebov MM, Solonin VI, et al. The development of aviation GTE and the creation of unique technologies. *Dvigatel'*. 2013(2):2-7. (In Russ.).
5. Lefebvre A. *Gas Turbine Engine Combustion*. McGraw-Hill Inc., US; 1983. 531 p.
6. Baklanov AV. Stepwise gas turbine engine combustion chamber development in conditions of air velocity forcing at compressor outlet. *Aerospace MAI Journal*. 2017;24(3):13-22. (In Russ.).
7. Aleksandrov YuB, Nguen TD, Mingazov BG. Design and development of combustion chambers for gas turbine engines based on calculations of various levels of complexity. *Vestnik of Samara University. Aerospace and mechanical engineering*. 2021;20(3):7-23. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23
8. Moreno-Pacheco LA, Sánchez-López F, Barbosa-Saldaña JG, et al. Design and Numerical Analysis of an Annular Combustion Chamber. *Fluids*. 2024;9(7):161. DOI: 10.3390/fluids9070161
9. Jagadish V, Anandarao G, Maddaiah KC, et al. Design and Analysis of Gas Turbine Combustion Chamber. *AIP Conference Proceedings*. 2023;2492:20031. DOI:10.1063/5.0113361
10. Mark CP, 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;5(2):97-107. DOI: 10.1016/j.jprr.2016.04.001
11. Balijepalli R, Dasore A. Design and Optimisation of Annulus Combustion Chamber of Gas Turbine Engine: An Analytical and Numerical Approach. In book: Verma P, Samuel OD, Verma TN, et al. (eds) *Advancement in Materials, Manufacturing and Energy Engineering. Vol. II. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. Springer, Singapore; 2022. p. 553-567. DOI: 10.1007/978-981-16-8341-1_47
12. Zrellov VA. *Domestic aviation gas turbine engines. Basic parameters and design schemes*. Moscow: Mashinostroenie; 2005. 336 p. (In Russ.).
13. Sorokin LI. *Foreign aircraft engines and gas turbine installations (based on materials from foreign publications)*. Handbook. Moscow: TsIAM; 2010. 413 p. (In Russ.).
14. Roux E. Turbofan and Turbojet Engines. Database Handbook. Elodie ROUX; 2007. 595 p.
15. Pchelkin YuM. *Combustion chambers of gas turbine engines*. 3rd ed. Moscow: Mashinostroenie; 1984. 280 p. (In Russ.).
16. Gritsenko EA, Danil'chenko VP, Lukachev SV, et al. *Some design issues of aviation gas turbine engines*. Samara: SNTs RAN; 2002. 526 p. (In Russ.).
17. Mingazov BG, Yavkin VB. *Automated calculation and design of combustion chambers of gas turbine engines*. Kazan: KGTU; 2002. 54 p. (In Russ.).
18. Yize L, Xiaoxiao S, Sethi V, et al. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017;94:12-45. DOI: 10.1016/j.paerosci.2017.08.001
19. Tkachenko AYU, Kuz'michev VS, Filinov EP, et al. Aircraft target purpose impact on working process optimal parameters and power plant configuration. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(2):112-122. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-2-112-122
20. Kuz'michev VS, Filinov EP, Ostapyuk YaA. Comparative fidelity analysis of turbofan engines masses mathematical models. *Trudy MAI*. 2018(100). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93362>

Статья поступила в редакцию / Received 04.06.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 10.07.2025
 Принята к публикации / Accepted 14.07.2025