

Научная статья
УДК 621.45.01
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188046>
EDN: <https://www.elibrary.ru/REBOQH>



Влияние конструктивных параметров на полноту сгорания испарительной камеры сгорания

Руслан Рафаэлевич Халиулин

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ,
Казань, Российская Федерация
rrkhaliulin@kai.ru, orcid 0000-0003-2285-988X

Аннотация. В статье изложены результаты теоретических и расчетных исследований по проектированию испарительной камеры сгорания для малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД) с тягой 600 Н. Разработка камеры сгорания включала три последовательных этапа проектирования: термогазодинамический, одномерный и численный расчеты, позволяющие оперативно создать конструкцию камеры сгорания. Ключевой показатель эффективности — коэффициент полноты сгорания топлива. В ходе исследований определен первоначальный облик камеры на основе термогазодинамического расчета; подобрано оптимальное место и объем подвода вторичного воздуха (одномерный расчет); изучено влияние соотношения площади отверстий и выходного сечения камеры (численное моделирование); оценено воздействие относительной площади на процессы внутри камеры при двухзонном горении; проанализировано изменение полноты сгорания топлива вдоль жаровой трубы (ЖТ). Результаты исследования согласуются с данными других авторов. Практическая ценность работы заключается в возможности применения полученных данных при проектировании камер сгорания (КС) и их элементов (в том числе жаровой трубы) для МГТД, а также при определении режимных и конструктивных параметров с учетом специфики использования двигателя.

Ключевые слова: распределение вторичного воздуха, коэффициент избытка воздуха, двухзонное горение, полнота сгорания топлива

Финансирование: работа выполнена за счет гранта Академии Наук Республики Татарстан (Соглашение № 15/2025-ПД-КАИ от 22.12.2025)

Для цитирования: Халиулин Р.Р. Влияние конструктивных параметров на полноту сгорания испарительной камеры сгорания // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 2. С. 165–172. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188046>

Original article

Design Parameters Impact on the Combustion Completeness of the Evaporation Combustion Chamber

Ruslan R. Khaliulin

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI, Kazan, Russian Federation
rrkhaliulin@kai.ru, orcid 0000-0003-2285-988X

© Халиулин Р.Р., 2026

Abstract

As of today, the fuel efficiency improving of the short-life small-size gas turbine engines (SGTE) is a pressing issue, requiring consideration of design differences from long-term engines and operational features, primarily the combustion chamber. Designing a SGTE combustion chamber requires addressing a number of critical issues related to cooling, flame stabilization due to the high velocities, and residence time reducing of the working fluid. This article presents the results of theoretical and computational research on the design of an evaporative combustion chamber for a SGTE with a thrust of 600 N. The presented combustion chamber design stages (thermogasdynamic computation, one-dimensional computation and numerical computation) allow for the rapid development of a combustion chamber design. The combustion efficiency coefficient was selected as the combustion chamber efficiency criterion. The initial combustion chamber layout was obtained based on the results of the thermogasdynamic calculation. One-dimensional computations were used to study the secondary air supply optimal location and its quantity. During numerical modeling phase, the effect of the orifice area to the outlet cross-sectional area ratio of the combustion chamber was studied. These parametric studies allowed evaluating the relative area impact on the in-chamber processes during the dual-zone combustion. Variation in fuel combustion efficiency along the flame tube length was demonstrated. Good agreement between the research results and those of other authors was achieved. The obtained results allow for practical application in the design of combustion chambers for small gas turbine engines and their components, such as the flame tube, when determining operating and design parameters with account for the application area.

Keywords: secondary air distribution, excess air ratio, two-zone combustion, completeness of fuel combustion

Funding: the research was financed by the grant from the Academy of Sciences of the Republic of Tatarstan (Agreement No. 15 / 2025-PD-KAI dated December 22, 2025).

For citation: Khaliulin R.R. Design Parameters Impact on the Combustion Completeness of the Evaporation Combustion Chamber. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(2):165-172. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188046>

List of Figures

Fig. 1. The evaporative combustion chamber scheme

Fig. 2. Vector field of velocities in the flaming tube in the primary zone: *a* – for combustion chamber [18];
b – for combustion chamber [14]

Fig. 3. The SSGTE combustion chamber computation results: 1 – swirler; 2 – first belt of holes; 3 – second belt of holes;
 η – combustion efficiency; Θ – temperature field non-uniformity at the combustion chamber outlet;
 T_g^* – gas temperature upstream the turbine (or turbine inlet temperature); ΔP^* – total pressure loss in the combustor;
NO – nitrogen oxide emissions; CO – carbon monoxide emissions; T_{avg} – average temperature across the flame tube cross-section; η_l – average local combustion efficiency across the flame tube cross-section; α – excess air ratio

Fig. 4. Combustion completeness versus excess air factor at various air distribution into the flaming tube

Fig. 5. Sector of the evaporative combustion chamber numerical model

Fig. 6. Numerical model of the combustion chamber with designations: 1 – the CC inlet; 2 – outer confuser slit channel;
3 – outer wall of the flame tube; 4 – belt of holes of the outer contour; 5 – swivel casing; 6 – belt of holes of the outer contour for air supply; 7 – belt of holes of the outer contour for air supply; 8 – inner confuser slit channel;
9 – evaporative tube; 10 – guide plate; 11 – belt of holes of the inner contour for air supply;
12 – the inner wall of the flame tube; 13 – belt of holes of the inner contour for air supply; 14 – outlet

Fig. 7. Air supply scheme through radial holes on the wall of the evaporative tube: 1 – supply to the primary zone;
2 – supply to the burning-out zone

Fig. 8. Fuel combustion completeness versus the relative area

Fig. 9. Velocity distribution along the combustor: *a* – $F_{CC}^{rel} = 0.6$; *b* – $F_{CC}^{rel} = 1$

Fig. 10. Fuel combustion completeness versus relative length

Fig. 11. The non-uniformity temperature field at the combustor outlet

Fig. 12. Experimental combustion chamber model

Введение

Разработка и оптимизация узлов малоразмерных газотурбинных двигателей, повышение их эффективности и экономичности легли в основу стратегии развития беспилотной авиации [1] на период до 2030 г. и на перспективу до 2035 г.

МГТД получили широкое применение в беспилотных летательных аппаратах, мини-ТЭЦ для выработки электроэнергии и др. При сравнении МГТД и двигателей внутреннего сгорания (ДВС), последние имеют преимущество в топливной экономичности [2–7]. Одной из важных задач

для повышения эффективности МГТД является организация рабочего процесса КС МГТД [8, 9]. Совершенствование рабочего процесса МГТД, в частности, эффективного сжигания топлива в испарительных КС и отсутствие достаточных данных в литературе по тематике стали основой для проведения исследований автором, посвященным разработке и оптимизации испарительных КС МГТД. Существующие методики расчета камер сгорания газотурбинных двигателей [10–12] не позволяют их использовать для расчета КС МГТД из-за отсутствия достаточных статистических данных связанных с малоразмерностью КС, особенностью организации горения и подводом вторичного воздуха в испарительных КС, необходимостью учета влияния остаточной закрутки за компрессором и др. Современные САЕ-технологии позволяют оптимизировать конструктивные и режимные параметры КС МГТД для более полного понимания протекающих процессов по тракту КС [13–15]. Особый интерес вызывают исследования двухзонной организации горения в КС [16–18], обеспечивающей максимальную полноту сгорания топлива. Двухзонная камера сгорания предполагает разделение процесса горения на две зоны: первичная зона (ПЗ) горения, где происходит подвод топливно-воздушной смеси, ее воспламенение и поддержание устойчивого горения и зона догорания (ЗД), где завершается процесс горения и обеспечивается требуемое равномерное температурное поле на выходе из камеры сгорания [19, 20].

Настоящая работа посвящена вопросам, связанным с распределением вторичного воздуха и отношением суммарной площади отверстий к площади выходного сечения камеры сгорания на эффективность испарительной двухзонной КС МГТД. Целью работы является повышение топливной эффективности КС МГТД, отличиями которых являются конструктивные особенности и специфика рабочего процесса.

Описание рабочего процесса испарительной камеры сгорания

Короткоресурсные МГТД с испарительными КС (рис. 1) отличаются от ресурсных [10, 18]. Для подвода топливно-воздушной смеси (ТВС) в испарительных КС короткоресурсных МГТД используют испарительные трубки [17].

Преимущество испарительной топливной системы короткоресурсных МГТД заключается в отсутствии необходимости применения мощных насосов для распыла топлива через центробежные форсунки.

Механизм подвода топливно-воздушной смеси (ТВС) в испарительных КС заключается в следующем. Жидкое топливо подается через струйные форсунки в испарительные трубки, где, испаряясь за счет тепла от нагретых стенок, смешивается с попутным воздухом, образуя однородную ТВС для подвода в ПЗ КС. Розжиг первоначально происходит от запального устройства (факельного типа). В КС ресурсных МГТД, как известно, применяются центробежные форсунки для распыла топлива, а для формирования зоны обратных токов (ЗОТ) в ПЗ используются завихрители [10].

Завихрители для формирования ЗОТ в испарительных КС короткоресурсных МГТД не применяются из-за малых поперечных размеров ЖТ. Вместо этого разработчики КС МГТД по аналогии с КС полноразмерных ГТД применяют газодинамический способ формирования ЗОТ. Для этого струи вторичного воздуха конструктивным способом подаются через щелевые каналы или пояса отверстий в ЖТ с целью закрутки потока и формирования тороидального вихря [14, 18] (см. рис. 2).

Расчет испарительной камеры сгорания МГТД

На первом этапе проводился термогазодинамический расчет камеры сгорания с целью определения ее характеристик и первоначального облика (рис. 1) для двигателя с тягой $R_{\text{трд}} = 600$ Н при следующих рабочих параметрах: $G_{\text{в}} = 1,033$ кг/с; $T_{\text{к}}^* = 465$ К; $T_{\text{г}}^* = 1100$ К; $\pi_{\text{к}}^* = 4$ и $\alpha_{\text{КС}} = 3,5$.

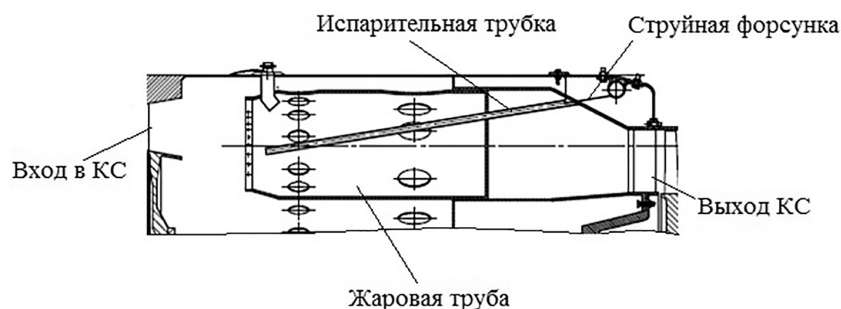
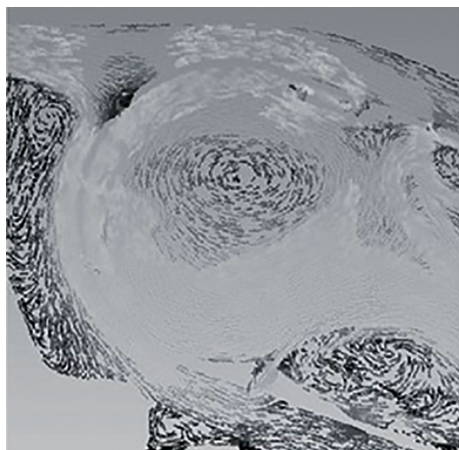
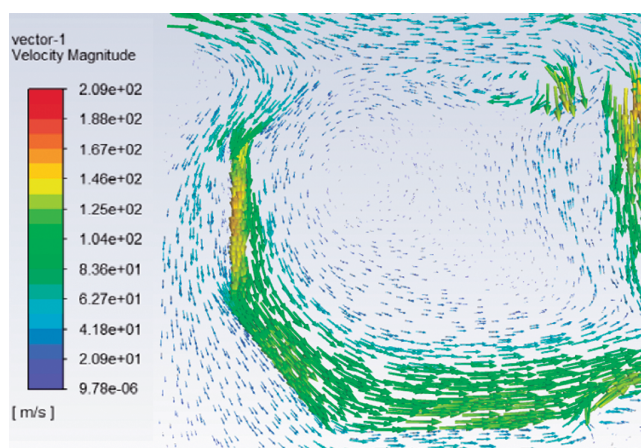


Рис. 1. Схема испарительной камеры сгорания



а



б

Рис. 2. Векторное поле скорости в жаровой трубе в первичной зоне:
а – для КС [18]; б – для КС [14]

На втором этапе проводились расчеты в программе КАМЕРА [11] с целью оптимизации подвода вторичного воздуха для получения максимальной полноты сгорания топлива (рис. 3).

Из-за особенностей настроек в программе КАМЕРА при расчетах сделаны допущения: испаренное топливо подается через центробежные форсунки и установлены завихрители для формирования ЗОТ. На рис. 3 приведены результаты расчета камеры сгорания в программе КАМЕРА.

Проводились исследования влияния места подвода вторичного воздуха в жаровую трубу (рис. 3: через завихритель 1; через первый пояс отверстий 2; через второй пояс отверстий 3) на величину полноты сгорания топлива, при этом коэффициент избытка воздуха изменялся в диапазоне $\alpha = 1 \dots 5$.

На рис. 4 приведены графики зависимости полноты сгорания топлива η от коэффициента избытка воздуха α при различном подводе воздуха в ЖТ.

В первом случае весь воздух (100%) подается через завихрители в ПЗ. Во втором случае воздух подается в одинаковом количестве (50% на 50%) через завихрители и через первый пояс отверстий. В третьем случае воздух подается через завихритель и два пояса отверстий. По результатам расчетов в третьем случае получено, что оптимальное распределение воздуха (20% – через завихрители, 40% – через первый пояс отверстий и 40% – через второй пояс отверстий) обеспечивает максимальное значение полноты сгорания ($\eta_1 = 0,73$; $\eta_2 = 0,92$; $\eta_3 = 0,953$) при расчетном коэффициенте избытка воздуха. При сравнении результатов термогазодинамического расчета и расчетов по программе КАМЕРА достигнуто хорошее согласование величины полно-

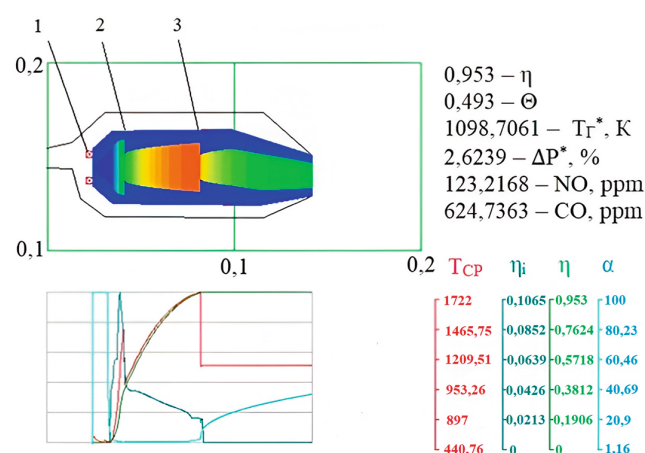


Рис. 3. Результаты расчета камеры сгорания МГТД:
1 – завихритель; 2 – первый пояс отверстий; 3 – второй пояс отверстий; η – полнота сгорания топлива; Θ – неравномерность температурного поля на выходе из КС; T_{Γ}^* – температура газа перед турбиной; ΔP^* – потери полного давления в КС; NO – выбросы оксидов азота; CO – выбросы оксидов углерода; T_{CP} – средняя температура по сечению жаровой трубы; η_i – средняя локальная полнота сгорания по сечению жаровой трубы; α – коэффициент избытка воздуха

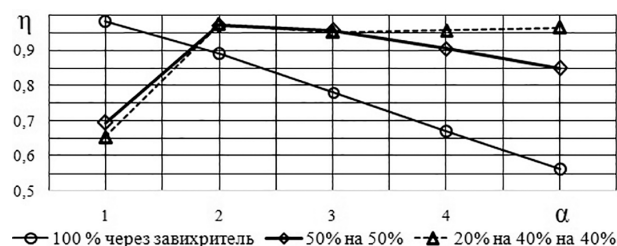


Рис. 4. Графики зависимости полноты сгорания от коэффициента избытка воздуха при различном распределении воздуха в жаровую трубу

ты сгорания топлива 0,95 и 0,953 соответственно. Также стоит отметить полученное при расчете в программе КАМЕРА (см. рис. 3) близкое значение температуры газа перед турбиной $T_{\Gamma}^* = 1098,7$ К при заданной расчетной температуре $T_{\Gamma}^* = 1100$ К.

Численный расчет испарительной камеры сгорания МГТД

По результатам расчетов в программе КАМЕРА построен сектор исследуемой испарительной КС для проведения численного моделирования и исследования геометрических параметров на полноту сгорания топлива (рис. 5).

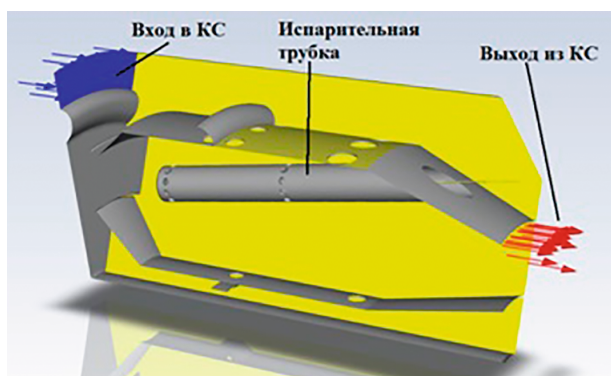


Рис. 5. Сектор численной модели испарительной камеры сгорания

Численные исследования камеры сгорания проводились в программном комплексе Ansys-Fluent в рамках адиабатной стационарной постановки. Исследуемая расчетная модель 1/12 сектора кольцевой камеры сгорания представлена на рис. 5.

Подробно элементы численной КС приведены на рис. 6.

В расчетах использовалась модель вязкости $k-\epsilon$ RNG как хорошо зарекомендовавшая себя [18] для расчета внутрикамерных процессов в камерах сгорания и наиболее оптимальная, исходя из доступных вычислительных ресурсов и времени. Полученный опыт в работах [17, 18] позволил автору по аналогии сформировать тороидальный вихрь в ПЗ КС и подвести топливо в близком к стехиометрии коэффициенте избытка воздуха в ПЗ и ЗД (рис. 7).

Исследовалось отношение суммарной площади отверстий в ЖТ к площади выходного сечения

$$F_{\text{КС}}^{\text{отн}} = \frac{\sum F_0}{F_{\text{ЖТ}}^{\text{вых}}},$$

которое изменялось в диапазоне от 0,6 до 1 с шагом 0,1. Суммарный коэффициент избытка воздуха при расчетах оставался постоянным $\alpha_{\text{КС}} = 3,5$.

На рис. 8 приведен график изменения полноты сгорания топлива η от относительной площади $F_{\text{КС}}^{\text{отн}}$.

График свидетельствует об ухудшении процесса горения — снижении полноты сгорания топлива. Уменьшение скорости (на 40% при изменении $F_{\text{КС}}^{\text{отн}}$ (рис. 9)) в отверстиях для подвода воздуха приводит к низкой пробивной способности струй и, как следствие, к плохому перемешиванию воздуха с газом, образуя локальные зоны с неоднородным составом.

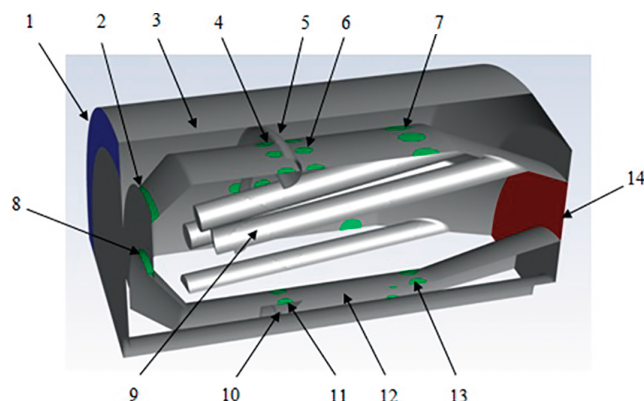


Рис. 6. Численная модель камеры сгорания с обозначениями:

1 — вход КС; 2 — внешний конфузорный щелевой канал; 3 — наружная стенка жаровой трубы; 4 — пояс отверстий наружного контура; 5 — поворотная обечайка; 6 — пояс отверстий наружного контура подвода воздуха; 7 — пояс отверстий наружного контура подвода воздуха; 8 — внутренний конфузорный щелевой канал; 9 — испарительная трубка; 10 — направляющая пластина; 11 — пояс отверстий внутреннего контура подвода воздуха; 12 — внутренняя стенка жаровой трубы; 13 — пояс отверстий внутреннего контура подвода воздуха; 14 — выход

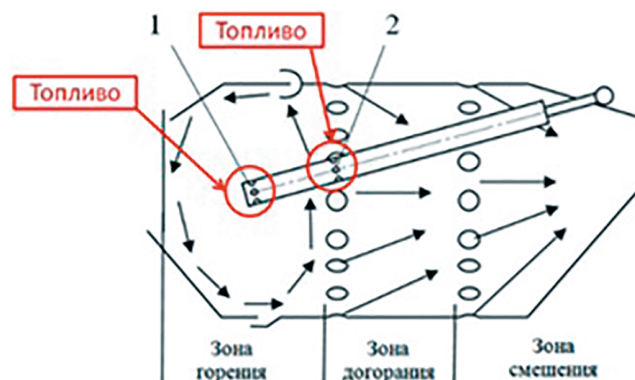


Рис. 7. Схема подвода воздуха через радиальные отверстия на боковой стенке испарительной трубки: 1 — подвод ТВС в ПЗ; 2 — подвод ТВС в ЗД

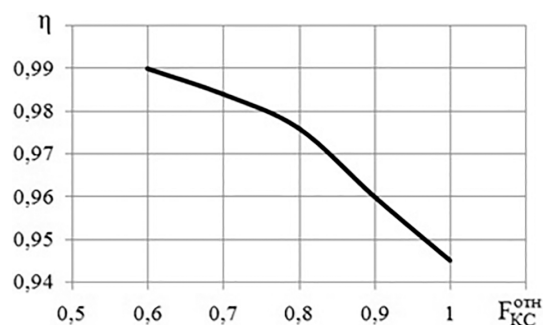
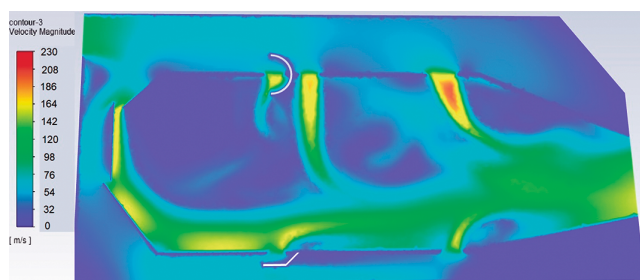
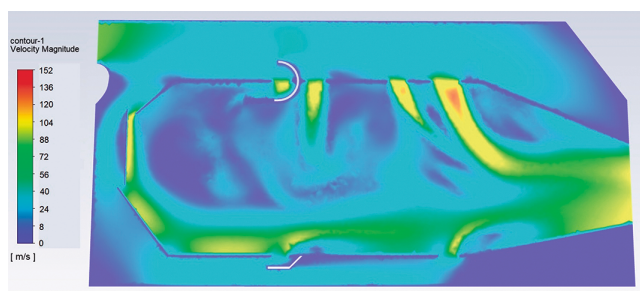


Рис. 8. Зависимость полноты сгорания топлива от относительной площади



а



б

Рис. 9. Распределение скорости по тракту КС: а – для $F_{KC}^{\text{отн}} = 0,6$; б – для $F_{KC}^{\text{отн}} = 1$

По результатам численных экспериментов для расчетного случая $F_{KC}^{\text{отн}} = 0,6$ получено значение температуры газа перед турбиной $T_T^* = 1133$ К. Полнота сгорания топлива составила $\eta = 0,99$.

На рис. 10 приведен график изменения полноты сгорания по длине ЖТ.

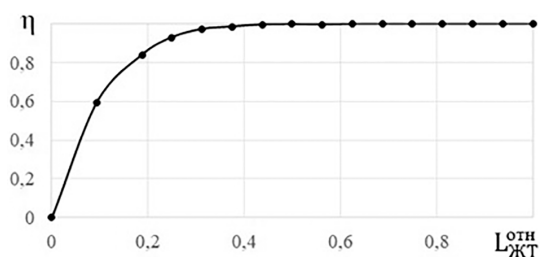


Рис. 10. Зависимость полноты сгорания топлива от относительной длины

Завышенные значения по полноте сгорания топлива и температуре газа можно объяснить тем, что при численных расчетах использовался пар керосина в качестве топлива, а не жидкий керосин. Потери полного давления составили 5,8%. Средне-массовая неравномерность температуры газа на выходе КС (рис. 11) составила 45,2%, что свидетельствует о необходимости оптимизации подвода воздуха в зоне смешения. Перераспределение воздуха, как показали приведенные исследования, имеет существенное значение для КС МГТД и для полноразмерных ГТД [11].

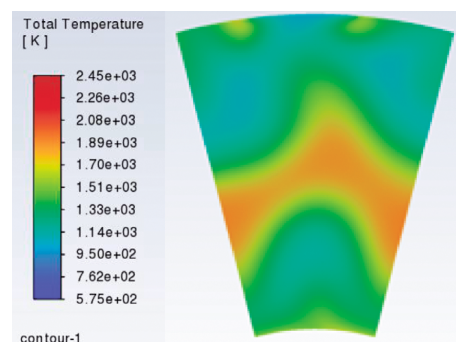


Рис. 11. Неравномерность температурного поля на выходе КС

Для сравнения полученных результатов полноты сгорания с данными в литературе [10], использовалась формула $\eta_T = 1 - 5K_v$, где K_v – параметр форсирования, по которой полнота сгорания составила $\eta_T = 0,927$. Различие в значениях полноты сгорания может быть связано с особенностью конструкции КС [10], для которой получена приведенная формула.

Для валидации результатов расчетов и проведения натурных исследований была изготовлена экспериментальная модель испарительной двухзонной КС для МГТД (рис. 12). Дальнейшие планы связаны с проведением экспериментальных работ по определению: гидравлических потерь в КС, срывных пределов рабочего диапазона по коэффициенту избытка воздуха, расположения тороидального вихря в ПЗ, величины полноты сгорания топлива на газообразном топливе, влияния подвода жидкого топлива на полноту сгорания топлива, величин эмиссионных характеристик. Представленные экспериментальные работы позволят оценить эффективность испарительной двухзонной КС для применения в составе МГТД.

Выводы

Приведены основные этапы проектирования КС МГТД с верификацией в одномерной и трехмерной постановках. Представленный подход по-

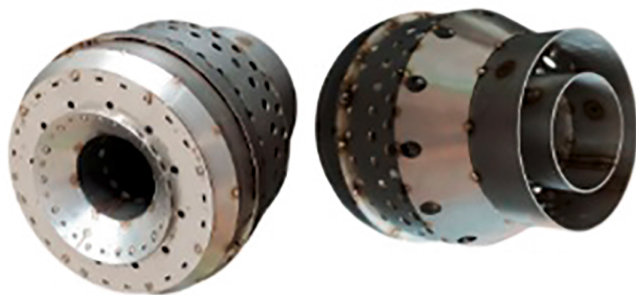


Рис. 12. Экспериментальная модель КС

зволяет более подробно изучить картину течения, получить облик КС и основные параметры для проведения дальнейшего этапа экспериментальных исследований.

Представлены результаты исследований по перераспределению вторичного воздуха на эффективность КС. Получено, что ступенчатый подвод воздуха в ЖТ в одномерной постановке позволил достичь полноты сгорания топлива $\eta = 0,953$. В ПЗ подается 15 ... 25% воздуха через испарительные трубки и отверстия в стенках ЖТ, коэффициент из-

бытка воздуха составляет $\alpha_{ПЗ} \approx 0,6 \dots 0,8$, образовавшийся «богатый» состав топливовоздушной смеси легко воспламеняется и поджигает новую смесь. В ЗД подается 30÷40% воздуха через ряд отверстий в стенках ЖТ и $\alpha_{ПЗ} \approx 1,6 \dots 1,8$. Оставшийся воздух в зоне смешения (35–50%) подмешивается через ряд отверстий большого диаметра для формирования и выравнивания температуры перед неохлаждаемой турбиной до $T_T^* = 1100$ К.

При численном моделировании исследовалось влияние отношения суммарной площади отверстий в ЖТ к площади выходного сечения $F_{КС}^{отн}$ с 0,6 до 1 на полноту сгорания топлива в испарительной двухзонной КС МГТД. Максимальная величина полноты сгорания достигла при $\eta = 0,99$.

Приведена зависимость полноты сгорания по длине ЖТ исследуемой КС, характер которой соответствует процессу в КС и полученным ранее данным других авторов [10, 14, 19, 20].

Изготовлен экспериментальный образец камеры сгорания для валидации расчетных исследований и набора статистических данных для разработки методики расчета испарительной двухзонной камеры сгорания.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов / The author declares no relevant conflict of interests

Список источников / References

1. Стратегия развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года. 2023. URL: <http://static.government.ru/media/files/3m4AHa9s3PrYTDr316ibUtyEVUpnRT2x.pdf>
Strategy for the development of unmanned aircraft in the Russian Federation for the period up to 2030 and for the future up to 2035. 2023. (In Russ.).
2. Осипов И.В., Ломазов В.С. Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // *Авиационные двигатели*. 2019. Т. 4. № 5. С. 11–18.
Osipov IV, Lomazov VS. Development of various types of small-scale gas turbine engines based on a unified core engine. *Aircraft engines*. 2019;4(5):11–18. (In Russ.).
3. Булат П.В., Вокин Л.О., Волков К.Н. и др. Экспериментальное и численное исследование нагрева стенок камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя // *Аэрокосмическая техника и технологии*. 2024. Т. 2. № 1. С. 63–76. DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-1-63-76
Bulat PV, Vokin LO, Volkov KN, et al. Experimental and numerical study of combustion chamber wall heating of micro gas turbine engine. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024;2(1):63–76. (In Russ.).
4. Wu X, Hu X, Xiang X, et al. An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation. *Case Studies in Thermal Engineering*. 2023;49(1):103305. DOI: 10.1016/j.csite.2023.103305
5. Banihabib R, Assadi M. The role of micro gas turbines in energy transition. *Energies*. 2022;15(21):8084. DOI: 10.3390/en15218084
6. Reale F, Sannino R. Numerical modeling of energy systems based on micro gas turbine: a review. *Energies*. 2022;15(3):900. DOI: 10.3390/en15030900
7. Konecna E, Teng SY, Masa V. New insights into the potential of the gas microturbine in microgrids and industrial applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2020;134:110078. DOI: 10.1016/j.rser.2020.110078
8. Новосадов Д.А., Филинов Е.П., Остапчук Я.А. и др. Модернизация стенда для высотных испытаний малоразмерных газотурбинных двигателей и их элементов // *Вестник Московского авиационного института*. 2025. Т. 32. № 3. С. 150–158.
Novosadov DA, Filinov EP, Ostapchuk YaA, et al. Upgrading High-Altitude Test Bench for Small-Sized Gas turbine Engines and Their Components. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(3):150–158. (In Russ.).
9. Каровецкий А.А. Испарительная камера сгорания // *Климовские чтения - 2022: перспективные направления развития авиадвигателестроения: Сборник трудов научно-технической конференции (27–28 октября 2022; Санкт-Петербург)*. СПб.: Скифия-принт, 2022. С. 269–278. DOI: 10.53454/9785986206257_269

- Karovetskii AA. Evaporative combustion chamber. *Sbornik trudov nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Klimovskie chteniya - 2022: perspektivnye napravleniya razvitiya aviadvigatelestroeniya"*. (October 27-28, 2022; St. Petersburg). St. Petersburg: Scythia-print; p. 269-278. (In Russ.).
10. Ланский А.М., Лукачев С.В., Коломзаров О.В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 47-57.
Lanskii AM, Lukachev SV, Kolomzarov OV. Small gas turbine engines combustion chambers geometric resizing and integral parameters changing trends. *Aerospace MAI Journal*. 2016;23(3):47-57. (In Russ.).
11. Сулаиман А.И., Мингазов Б.Г., Александров Ю.Б. и др. Влияние режимных и конструктивных параметров на неравномерность температурного поля на выходе из камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2020. № 60. С. 80-87. DOI: 10.15593/2224-9982/2020.60.09
Sulaiman AI, Mingazov BG, Aleksandrov YuB, et al. The influence of operational and structural parameters on the unevenness of the temperature field at the outlet of the gas turbine combustion chamber. *Vestnik PNIPU. Aehrokosmicheskaya tekhnika*. 2020(60): 80-87. (In Russ.).
12. Агульник А.Б., Онищик И.И., Хтай Т.М. Эффективность работы камеры сгорания в составе турбореактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 65-71.
Agul'nik AB, Onishchik II, Htay TM. The efficiency of combustion chamber work in the complex with turbojet engine. *Aerospace MAI Journal*. 2011;18(2):65-71. (In Russ.).
13. 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>
Orlova EV, Orlov MYu. 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/eng/publications.php?ID=185676>
14. Орлов М.Ю., Анисимов В.М., Коломзаров О.В. Доводка конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя с тороидальной зоной рециркуляции // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 97-106.
Orlov MY, Anisimov VM, Kolomzarov OV. Design refinement of combustion chamber of gas turbine engine with toroid recirculation zone. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(3):97-106. (In Russ.).
15. Булат П.В., Вокин Л.О., Волков К.Н. и др. Конфигурируемые модели горения в камере сгорания микротурбинного двигателя с возможностью подключения различных физико-химических процессов // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2024. Т. 24. № 4. С. 645-653. DOI: 10.17586/2226-1494-2024-24-4-645-653
Bulat PV, Vokin LO, Volkov KN, et al. Configurable combustion models of combustion chamber of microturbine engine with possibility of connecting various physico-chemical processes. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*. 2024;24(4):645-653. (In Russ.).
16. Халиулин Р.Р. Малоразмерный турбореактивный двигатель с кольцевой испарительной камерой сгорания и двухзонной подачей топлива: Патент RU 2837450 С1. Бюл. № 10, 31.03.2025.
Khaliulin RR. *Small-size turbojet engine with annular evaporative combustion chamber and two-zone fuel supply*. Patent RU 2837450 C1. Bull. 10, 31.03.2025. (In Russ.).
17. Халиулин Р.Р., Цинюнь В., Сыченков В.А. Исследование параметров испарительной трубки камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2025. № 83. С. 68-79. DOI: 10.15593/2224-9982/2025.83.06
Khaliulin RR, Qingyun W, Sychenkov VA. Evaporation tube flow research in the small-sized gas turbine engine. *Vestnik PNIPU. Aehrokosmicheskaya tekhnika*. 2025(83):68-79. (In Russ.).
18. Халиулин Р.Р., Сыченков В.А. Моделирование внутрикамерных процессов двухзонной камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник РГАТА им. П.А. Соловьева. 2025. № 2(73). С. 7-14.
Khaliulin RR, Sychenkov VA. Modeling of intrachamber processes of a double zone combustion chamber of a small-size gas turbine engine. *Vestnik RGATA im. P.A. Solov'eva*. 2025(2):7-14. (In Russ.).
19. Yousef W, Sychenkov V, Davydov N, et al. Experimental investigation of a two-zone dry low emission gas turbine combustor. *Procedia Environmental Science, Engineering and Management*. 2021;8(1):275-281.
20. Бакланов А.В. Экспериментальное определение коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок двухзонной камеры сгорания // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 9. № 3. С. 107-113. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-3-107-113
Baklanov AV. Experimental determination of the excess air coefficient at the outlet of the burners of a two-zone combustion chamber. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2025;9(3):107-113. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 04.12.2024
Одобрена после рецензирования / Revised 16.04.2025
Принята к публикации / Accepted 17.04.2025