

ДОВОДКА КОНСТРУКЦИИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ТОРОИДАЛЬНОЙ ЗОНОЙ РЕЦИРКУЛЯЦИИ

Орлов М.Ю.* , Анисимов В.М.** , Коломзаров О.В.***

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

** e-mail: adler65@mail.ru*

*** e-mail: vradik@mail.ru*

**** e-mail: kolomzarov@gmail.com*

Описан процесс доводки конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя (ГТД) с тороидальной зоной рециркуляции с целью обеспечения требований технического задания, реализованный с помощью программного комплекса вычислительной газовой динамики Ansys Fluent. Работа выполнялась в три этапа. На первом этапе осуществлялась доводка аэродинамической структуры потока с целью организации тороидального вихря в первичной зоне камеры сгорания. На втором этапе обеспечивались стабилизация пламени и практически полное выгорание топлива. На третьем этапе формировалось заданное поле температур на выходе из камеры сгорания.

Ключевые слова: камера сгорания, тороидальная зона рециркуляции, доводка, первичная зона горения, моделирование.

Для обеспечения устойчивого горения и высокой полноты сгорания скорость потока в зоне горения камер сгорания (КС) газотурбинных двигателей и установок необходимо уменьшать до уровня 15–20 м/с, а температуру поддерживать на уровне более 1900 °С. Для этого формируется зона (зоны) обратных токов. Для их формирования в настоящее время в основном используются стабилизаторы в виде лопаточных завихрителей, для которых характерен наиболее низкий уровень гидравлических потерь. Однако для создания зоны обратных токов можно использовать и другие технические решения, например фронтные устройства «терочного» типа, за которыми образование зоны обратных токов происходит за счет набора мелких отверстий. Преимуществами такой схемы являются простота технической реализации и лучшие характеристики окружающего поля температуры [1–10]. Для малоразмерных газотурбинных двигателей такая схема позволяет снизить стоимость производства двигателя и обеспечить значительное время работы на выбранном режиме полета.

При создании нового двигателя в качестве прототипа была использована конструкция серийной вспомогательной силовой установки (ВСУ). В новом проекте было сохранено схемное решение входного устройства и центробежного компрессора, а

турбина двигателя сразу претерпела кардинальные изменения — из радиальной она стала осевой. Это потребовало изменения конструкции камеры сгорания. После проработки ряда возможных схем было принято решение о выборе прямооточной камеры сгорания кольцевого типа с тороидальной зоной рециркуляции, имеющей существенные резервы минимизации по размерам при относительной простоте технологического исполнения. Особенностью конкретной камеры сгорания является ее диагональное расположение относительно оси двигателя. При организации рабочего процесса камеры сгорания данного типа возникает ряд проблем, связанных с отсутствием экспериментальных и расчетных данных [11–15].

Целью данной работы является доводка конструкции рассматриваемой камеры сгорания с тороидальной зоной смещения для оптимизация ее рабочего процесса.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1) выполнить доводку аэродинамической структуры потока для формирования тороидального вихря в первичной зоне горения;

2) сформировать процесс горения таким образом, чтобы отсутствовал локальный перегрев стенки жаровой трубы;

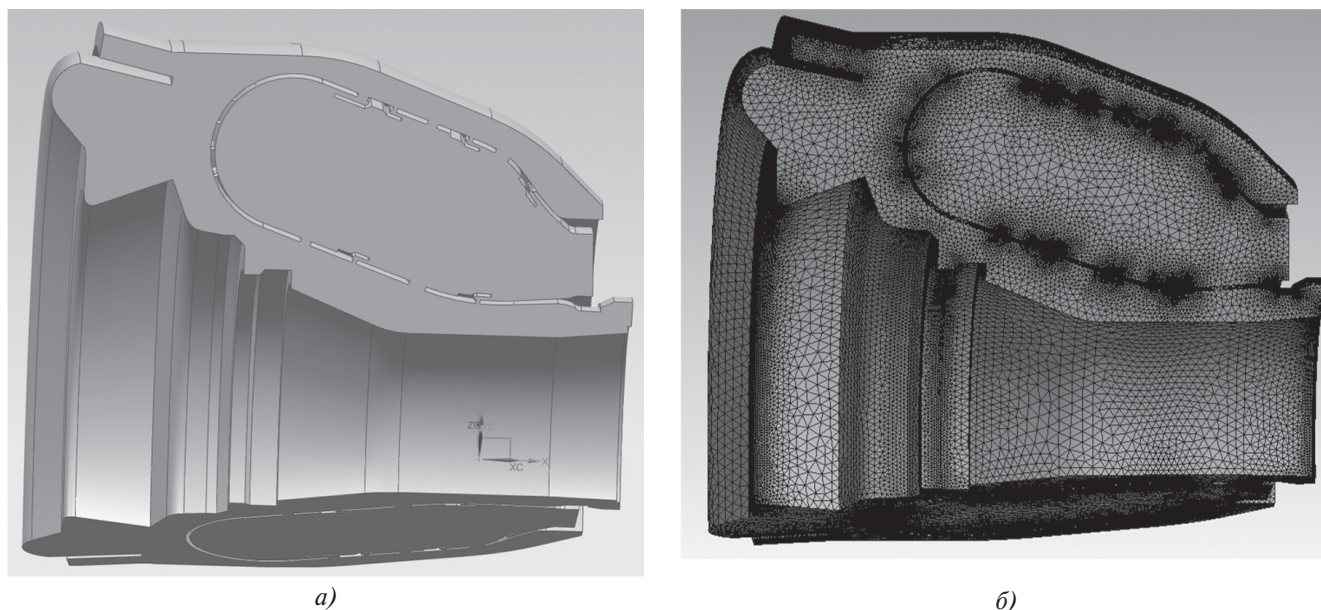


Рис. 2. Объемная геометрическая (а) и сеточная (б) модель КС

В расчете, в качестве допущения, принималось, что испаренный керосин представляет собой декан ($C_{10}H_{22}$). Распыл топлива через форсунки задавался с помощью координаты центра окружности, через которую будет поступать топливо, направления оси распыла топлива, диаметра отверстия, через которое поступает топливо, диаметра капле, температуры топлива, скорости поступления топлива, угла распыла, массового расхода топлива через форсунку. Расчет производился в стационарной постановке для номинального режима работы двигателя.

В качестве граничных условий задавались полные температура и давление потока воздуха на входе в камеру сгорания, а также полное давление и расход газа на выходе. Значения режимных параметров рабочего процесса камеры сгорания для корректного задания граничных условий были взяты из термогазодинамического расчета (табл. 2).

Параметры газа, полученные в результате расчетов, отображались в продольных сечениях, представленных на рис. 3. Первое и третье сечение про-

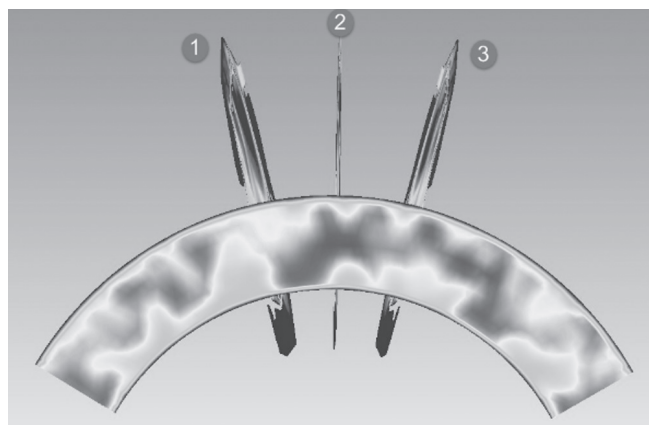


Рис. 3. Расположение продольных сечений, используемых для визуализации расчетных данных

ходят по осям соседних форсунок, а второе расположено между ними на равном расстоянии.

В выбранных сечениях фиксировались поля распределения полного давления, скорости потока и полной температуры на каждом из этапов доводки.

На первом этапе была выполнена доводка конструкции жаровой трубы (ЖТ) с целью организации вихревой структуры в первичной зоне.

Для организации первичной зоны горения в камере предусмотрен ряд отверстий замыкания, функция которого — частично перенаправить поток для его закрутки. По векторному полю (см. рис. 5, а), полученному при расчетах в сечении форсунки, видно, что конструкция исходного варианта не позволяет придать требуемую закрутку потоку, что влечет за собой недостаточное перемешивание потока и догорание смеси в зонах разбавления и смешения.

Таблица 2

Граничные условия

Сечение	Параметр	Размерность	Значение
Входное	G	кг/с	2,56
Входное	p^*	кПа	350,027
Входное	T^*	К	456
Выходное	G	кг/с	2,614
Выходное	p^*	кПа	332,526
Форсунка	G_f	кг/с	0,054

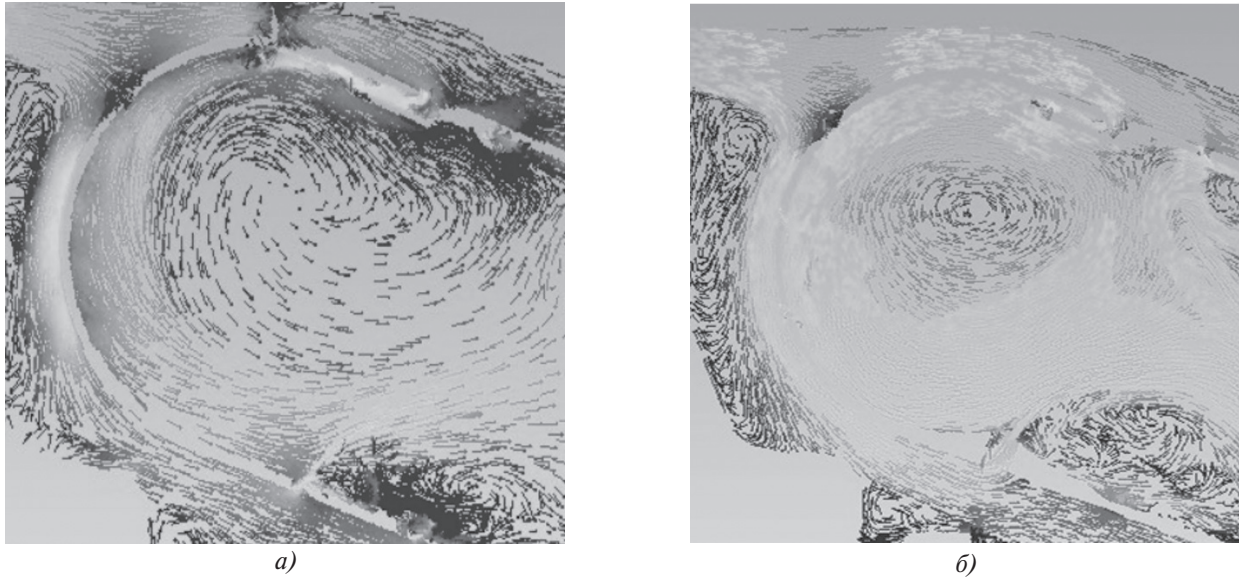


Рис. 5. Векторное поле скорости исходного варианта (а) и после первого этапа доводки (б)

струйными с углом распыла 12..15°. В зазор между дефлектором отверстий подвода воздуха и корпусом жаровой трубы добавлены лопаточные завихрители (рис. 6) с целью улучшения перемешивания топлива и воздуха.

На рис. 7 показаны поля температур в первичной зоне горения исходного варианта (рис. 7,а), после первого этапа доводки (рис. 7,б) и после второго (рис. 7,в).

При сравнении первых двух полей видно, что недостаточное формирование закрутки в первичной зоне приводило к догоранию топлива в зонах ниже

по потоку и, как следствие, горячая смесь сносилась к наружной стенке ЖТ, что может вызывать ее перегрев и прогар.

После внедрения изменений на втором этапе доводки удалось улучшить перемешивание смеси и сконцентрировать очаг горения в зоне рециркуляции. За ее пределами возникают небольшие очаги, стабилизирующиеся за рядами крупных отверстий, но наклон отверстий охлаждения позволил снизить тепловую нагрузку на стенку без увеличения сопротивления основному потоку (рис. 7,в).

На третьем этапе работы было сформировано заданное поле температуры на выходе из камеры сгорания. Для этого были выполнены работы по обеспечению необходимой глубины проникновения воздушных струй, изменено количество и расположение отверстий смешения. Рассмотренные конфигурации отверстий представлены в табл. 3.

В результате этих конструктивных изменений удалось получить приемлемое распределение тем-

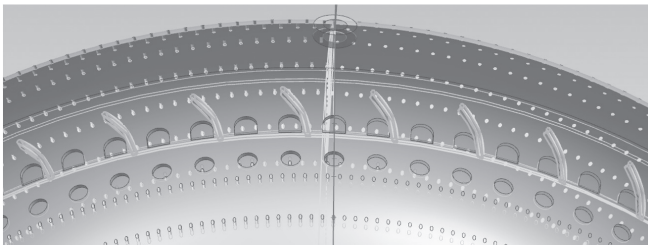


Рис. 6. Лопаточные завихрители на козырьке

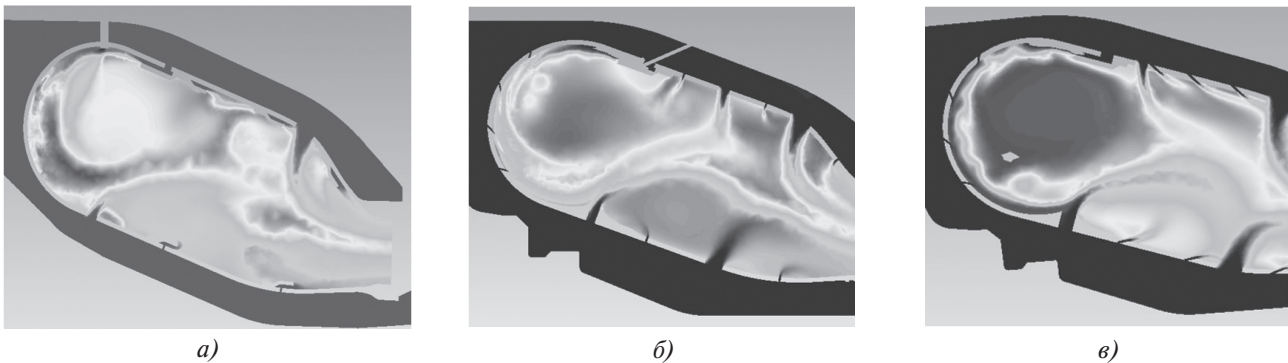


Рис. 7. Поле распределения температуры в сечении форсунки исходного варианта (а), после первого этапа (б) и после второго этапа (в) доводки

Таблица 3

Параметры отверстий смещения

Номер варианта	Наружная обечайка		Внутренняя обечайка	
	Количество, шт	Диаметр, мм	Количество, шт	Диаметр, мм
Вариант № 3.1	64	7,5	36	9
Вариант № 3.2	96	7,5	72	5
Вариант № 3.3	48	10	48	8
Вариант № 3.4	36	11	24	10,5

пературного поля на выходе из КС (вариант 3.4, рис. 8).

Так как изменение параметров, формирующих зону смещения, связано с распределением воздуха в других областях камеры сгорания, то при изменении площади отверстий зоны смещения корректировались площади отверстий в других зонах.

Таким образом, можно констатировать, что в результате доводки получена приемлемая конструкция камеры сгорания проектируемого двигателя, в которой удалось добиться стабилизации пламени в первичной зоне горения, распределения температурного поля внутри камеры, исключаящее ее прогар и снижение неравномерности температурного поля на выходе.

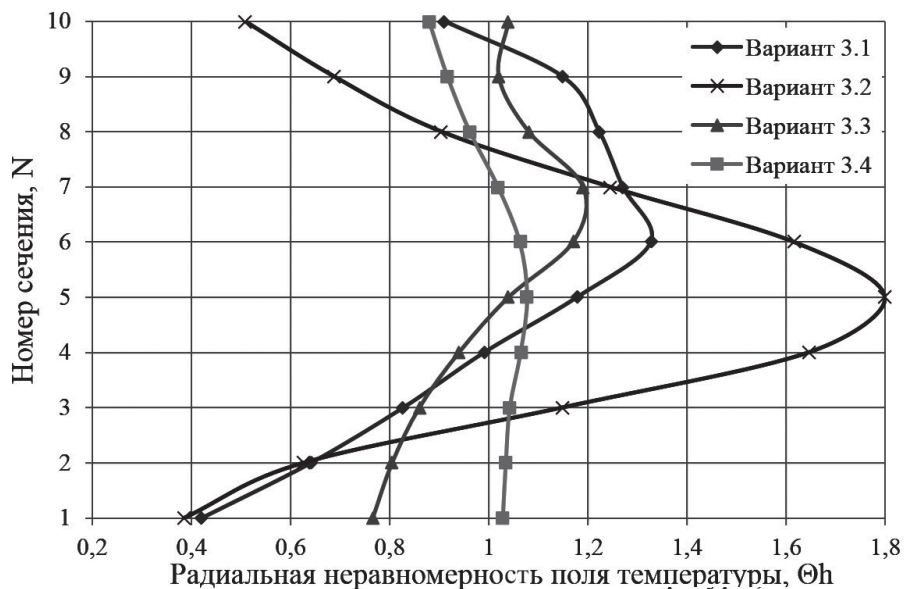


Рис. 8. Эпюры радиальной неравномерности температуры на выходе из КС

В результате комплексной доводки камеры сгорания была получена окончательная компоновка (вариант № 3.4), представленная на рис. 9.

На рис. 10 показано, что для данного варианта четко выражены тороидальная первичная зона горения и отсутствие перегрева стенки жаровой трубы за зоной горения.

На рис. 11 изображено поле распределения температуры в выходном сечении камеры сгорания. Как можно видеть в окончательно принятом варианте № 3.4 на выходе отсутствуют перегретые языками пламени области, которые частично присутствуют в других вариантах.

Выводы

1. С использованием численного моделирования выполнена доводка конструкция жаровой трубы.
2. Организован рабочий процесс для схемы камеры сгорания с тороидальной структурой потока в первичной зоне, имеющей ряд преимуществ по сравнению с традиционными схемами с завихрителями.
3. Использование доводки на основе компьютерного моделирования ускорило процесс создания новой камеры сгорания примерно в пять раз, по сравнению с имеющимся опытом традиционного проектирования.

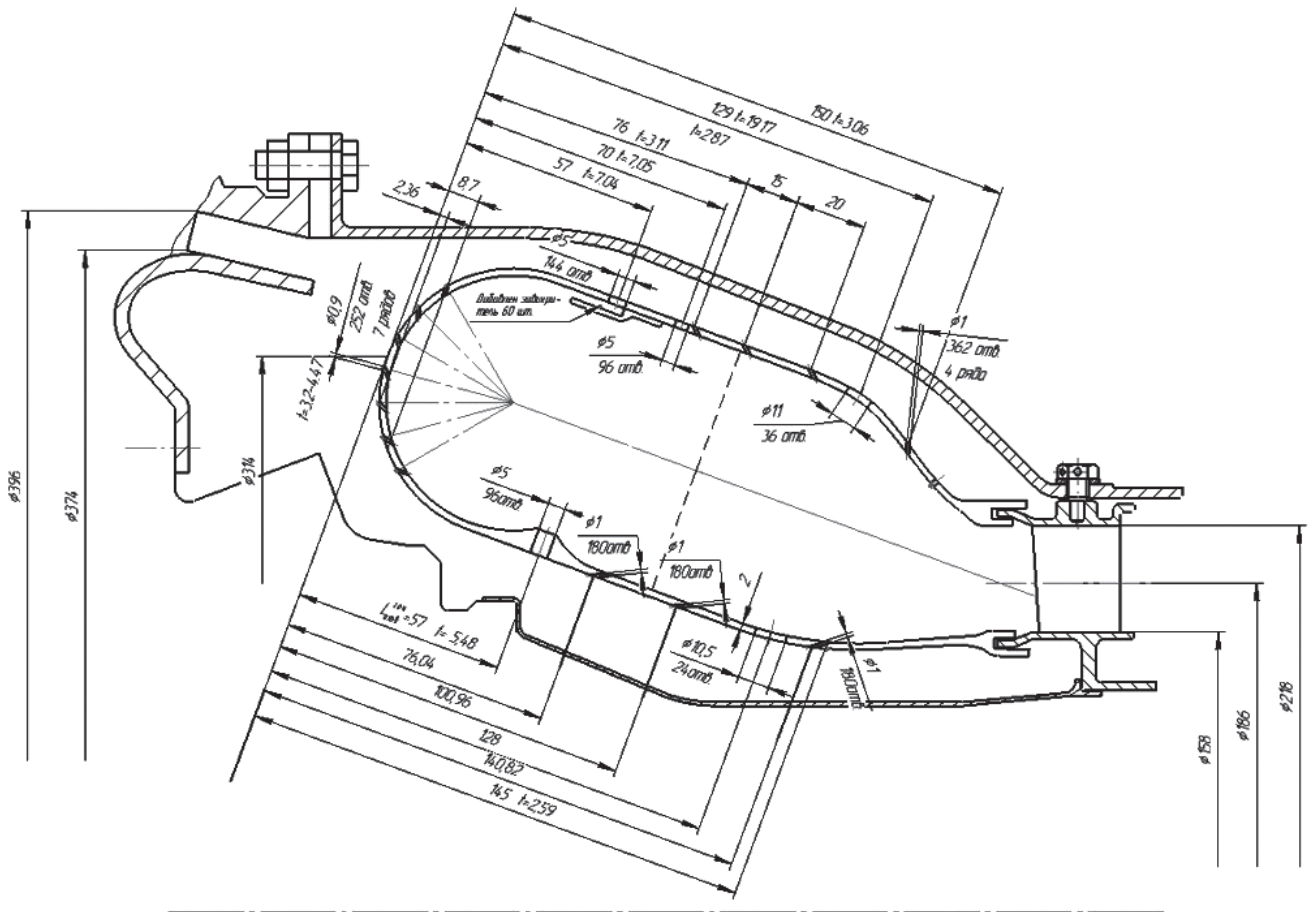
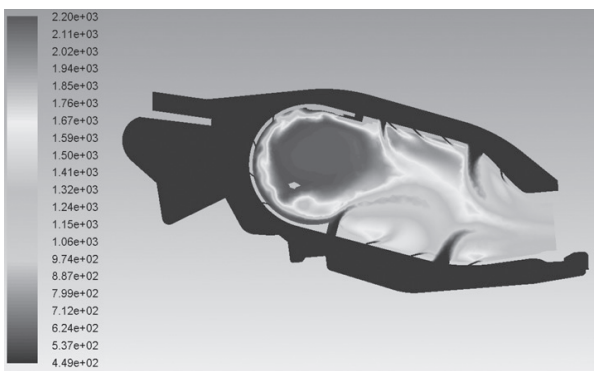
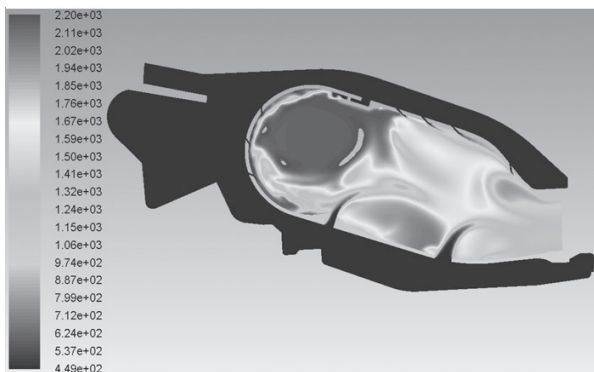


Рис. 9. Компоновка камеры сгорания, вариант № 3.4



а)



б)

Рис. 10. Поле распределения температуры в сечении форсунки (а) и в сечении между форсунками (б)

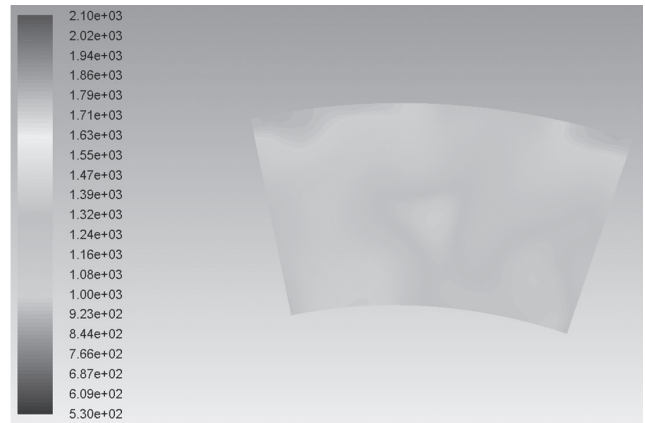


Рис. 11. Поле распределения температуры в выходном сечении

4. По результатам выполненной работы методами прототипирования (лазерного спекания) получена конструкция опытного образца камеры сгорания, при этом производственный цикл сокращен не менее чем в 10 раз по сравнению с использованием традиционных технологий. Полученная с использованием новой технологии жаровая труба представлена на рис. 12.

Продолжение работы происходит при проведении огневых испытаний разработанной камеры сгорания.

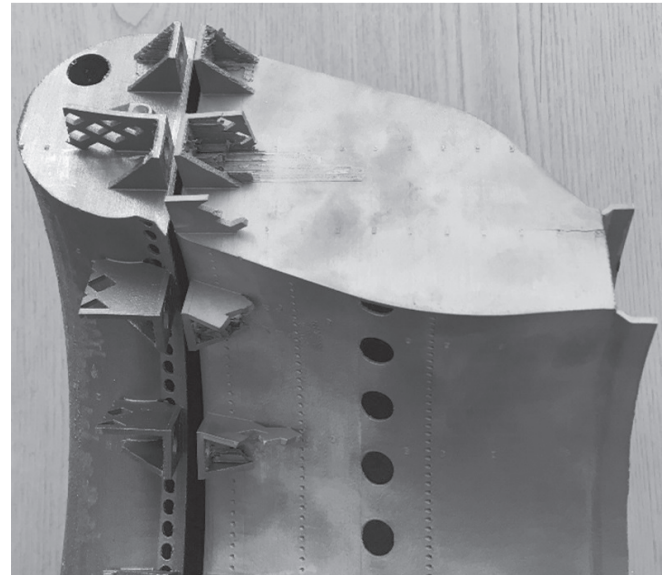
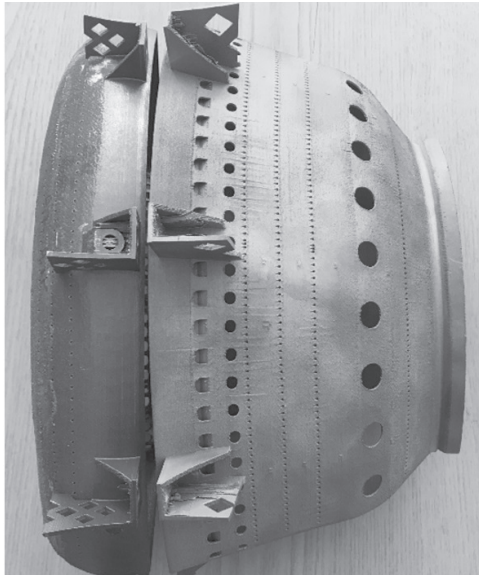


Рис. 12. Жаровая труба спроектированной камеры сгорания

Работа была поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках реализации Программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014—2020 годы» в рамках соглашения RFMEFI58716X0033.

Библиографический список

1. *Бакланов А.В.* Малоэмиссионная камера сгорания диффузионного типа с микропламенным горением для конвертированного авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 57-68.
2. *Крылов Б.А., Онищик И.И., Юн А.А.* Моделирование процессов тепло- и массообмена в модельных камерах сгорания // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 1. С. 27-30.
3. *Силуянова М.В., Челябин О.Г.* Применение метода теневой анемометрии частиц для исследования характеристик аэрозоля за фронтовыми устройствами малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 75-82.
4. *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.
5. *Колодяжный Д.Ю., Нагорный В.С.* Экспериментальные исследования влияния электрического поля на скорость продуктов сгорания керосино-воздушной смеси // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 56-67.
6. *Широков И.Н., Абашев В.М.* Моделирование рабочего процесса в камере смешения при помощи трехсекционной горелки с принудительной подачей воздуха // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 5. С. 61-64.
7. *Бачев Н.Л., Матюнин О.О., Козлов А.А., Бачева Н.Ю.* Численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей с дожиганием генераторного газа при сверхкритических параметрах // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 108-116.
8. *Крылов Б.А., Мануйлов А.А., Федоров С.А., Юн А.А.* Основные принципы выбора моделей турбулентности, используемых при расчете полей скоростей и температурного состояния системы охлаждения стенок жаровой трубы основной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 111-115.
9. *Агульник А.Б., Онищик И.И., Хтай Т.М.* Полуэмпирические модели полнотных и срывных характеристик камеры сгорания ГТД // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 6. С. 74-81.
10. *Дьяченко Д.А.* Влияние конструктивных параметров зоны смешения кольцевой камеры сгорания ГТД на неравномерность полей температур на выходе из камеры сгорания // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 51-54.
11. *Абрашкин В.Ю.* Исследование полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2006. Т. 8. № 4. С. 1136-1141.
12. *Лукачев В.П., Ланский А.М., Абрашкин В.Ю., Диденко А.А., Зубков П.Г., Ковылов Ю.Л., Матвеев С.Г., Цыганов А.М., Шамбан М.А., Яковлев В.А.* Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности // Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей: Сборник статей. — Сама-

- ра: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 1998. С. 11-39.
13. Carr E. Further applications of the lucas fan spray fuel injection combustion system // ASME International Gas Turbine Symposium and Exposition. Beijing, People's Republic of China, September 1-7, 1985. Paper No. 85-IGT-116, 8 p. DOI: 10.1115/85-IGT-116
 14. Carr E., Todd H. The design and performance of a reverse flow combustion system for the TP 500 gas turbine engine // American Society of Mechanical Engineers (ASME), 1989, 6 p.
 15. Carr E. The combustion of a range of distillate fuels in small gas turbine engines // ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit and Solar Energy Conference, San Diego, California, USA, March 12-15, 1979. Paper No. 79-GT-175, 9 p. DOI: 10.1115/79-GT-175
 16. Орлов М.Ю., Анисимов В.М. Расчетное исследование влияния режима работы компрессора на процессы в камере сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 50-56.
 17. Анисимов В.М., Орлов М.Ю., Зубрилин И.А. Расчетная оценка теплового и напряженно-деформированного состояния стенок жаровой трубы кольцевой камеры сгорания // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 29-39.
 18. Крылов Б.А., Мануйлов А.А., Федеров С.А., Юн А.А. Основные принципы выбора моделей турбулентности, используемых при расчете полей скоростей и температурного состояния системы охлаждения стенок жаровой трубы основной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 111-115.
 19. Бирюков В.И., Белая А.Ю. Обеспечение устойчивости рабочего процесса в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 110-115.
 20. Агульник А.Б., Онищук И.И., Хтай Т.М. Эффективность работы камеры сгорания в составе турбореактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 65-71.

DESIGN REFINEMENT OF COMBUSTION CHAMBER OF GAS TURBINE ENGINE WITH TOROID RECIRCULATION ZONE

Orlov M.Yu.* , Anisimov V.M.** , Kolomzarov O.V.***

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

** e-mail: adler65@mail.ru*

*** e-mail: vradik@mail.ru*

**** e-mail: kolomzarov@gmail.com*

Abstract

The design of a serial auxiliary power unit was employed as a prototype while developing a new engine. The schematic solution of inlet unit and centrifugal compressor was preserved in the new design, while the engine turbine underwent changes right from the start, since it became radial instead of axial. It required the changes of the combustion chamber design. After studying a number of possible schemes, a decision was made to choose the straight-flow combustion chamber of a ring-type of, which had substantial reserves for minimization on size with relative simplicity of its technological design. The specific feature of this particular combustion chamber is its diagonal positioning relative to the engine axis. A number of problems associated with the lack of experimental and calculation data arise while organizing a working process in the combustion chamber of this type.

The goal of the study is design refinement of the considered combustion chamber structure to optimize

the workflow of the annular combustion chamber with the offset zone of a toroid type.

At the first stage, the design refinement of the flame tube structure was performed to organize a vortex structure in the primary zone by changing diameters and a number of clamping apertures and addition of a «springboard» of the internal rim of the flame tube. At the second stage the design refinement of the seat of flame in the primary combustion zone was performed. The atomizer was substituted by the spray injector, and vane swirlers were added to the duct between the deflector and the flame tube wall. The third stage was devoted to the necessary temperature field forming at the combustion chamber outlet. For this purpose the works shaping-up the necessary jets penetration depth, the number and location of shift apertures were performed.

The outcome of the activities consists in obtaining acceptable combustion chamber design of the engine being developed, in which the authors succeeded

achieving the flame stabilization in the primary combustion zone, temperature field distribution inside the chamber, excluding its burn-through, and temperature field irregularity reduction at the outlet.

Keywords: combustion chamber, toroid recirculation zone, design refinement, primary combustion zone, computer simulation.

References

1. Baklanov A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 57-68.
2. Krylov B.A., Onishchik I.I., Yun A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 1, pp. 27-30.
3. Siluyanov M.V., Chelebyan O.G. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 75-82.
4. Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 47-57.
5. Kolodyazhnyi D.Yu., Nagornyi V.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 56-67.
6. Shirokov I.N., Abashev V.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 61-64.
7. Bachev N.L., Matyunin O.O., Kozlov A.A., Bacheva N.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 108-116.
8. Krylov B.A., Manuilov A.A., Fedorov S.A., Yun A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 5, pp. 111-115.
9. Agul'nik A.B., Onishchik I.I., Khtai T.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 6, pp. 74-81.
10. D'yachenko D.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 51-54.
11. Abrashkin V.Yu. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2006, vol. 8, no. 4, pp. 1136-1141.
12. Lukachev V.P., Lanskiy A.M., Abrashkin V.Yu., Didenko A.A., Zubkov P.G., Kovylov Yu.L., Matveev S.G., Tsyganov A.M., Shamban M.A., Yakovlev V.A. *Protsessy goreniya, teploobmena i ekologiya teplovykh dvigatelei. Sbornik statei*. Samara, Samarskii natsional'nyi issledovatel'skii universitet imeni akademika S.P. Koroleva, 1998, pp. 11-39.
13. Carr E. Further applications of the lucas fan spray fuel injection combustion system. *ASME International Gas Turbine Symposium and Exposition. Beijing, People's Republic of China, September 1-7, 1985*. Paper No. 85-IGT-116, 8 p. DOI: 10.1115/85-IGT-116
14. Carr E., Todd H. The design and performance of a reverse flow combustion system for the TP 500 gas turbine engine. *American Society of Mechanical Engineers (ASME)*, 1989, 6 p.
15. Carr E. The combustion of a range of distillate fuels in small gas turbine engines. *ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit and Solar Energy Conference, San Diego, California, USA, March 12-15, 1979*. Paper No. 79-GT-175, 9 p. DOI: 10.1115/79-GT-175
16. Orlov M.Yu., Anisimov V.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 50-56.
17. Anisimov V.M., Orlov M.Yu., Zubrilin I.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 29-39.
18. Krylov B.A., Manuilov A.A., Fedorov S.A., Yun A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 5, pp. 111-115.
19. Biryukov V.I., Belaya A.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 110-115.
20. Agul'nik A.B., Onishchik I.I., Khtai T.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 65-71.