

Научная статья  
УДК 621.43.056  
DOI: 10.34759/vst-2022-3-136-142

## ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКЦИИ ГОРЕЛКИ НА ТЕМПЕРАТУРНОЕ СОСТОЯНИЕ СТенок ЖАРОВОЙ ТРУБЫ

**Андрей Владимирович Бакланов**

Казанское моторостроительное производственное объединение,  
Казань, Россия  
andreybaklanov@bk.ru

**Аннотация.** Решается проблема снижения температуры стенок жаровой трубы в зоне горения. Рассмотрены два варианта горелок, различающихся конструкцией соплового насадка, при этом геометрия завихрителя и распылителя остается неизменной. Представлены результаты исследований огневых испытаний двух горелок с различными сопловыми насадками. Произведено сравнение структуры пламени. Выполнено препарирование стенок камеры сгорания и произведено испытание камеры сгорания в составе газотурбинного двигателя. Представлены результаты определения температуры стенок жаровой трубы на нескольких режимах работы газотурбинной установки в камерах сгорания с двумя типами горелок.

По результатам проведенных работ сделаны выводы о наиболее приемлемом для использования на двигателе варианте горелки, обеспечивающем снижение температуры стенок.

**Ключевые слова:** камера сгорания, диффузионное горение, горелка, температура стенки жаровой трубы

**Для цитирования:** Бакланов А.В. Влияние конструкции горелки на температурное состояние стенок жаровой трубы // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 136-142. DOI: 10.34759/vst-2022-3-136-142

Original article

## BURNER DESIGN IMPACT ON THE FLAME TUBE WALLS TEMPERATURE STATE

**Andrei V. Baklanov**

Kazan Motor Production Association,  
Kazan, Russia  
andreybaklanov@bk.ru

### Abstract

The presented article recounts the results of the studies on the flame tube walls temperature determining of the gas turbine engine (GTE) running on the gaseous fuel.

The flame tube walls cooling is one of the essential components of the processes organizing in the GTE combustion chamber. The combustion chamber operation reliability and the engine lifetime in the aggregate are fully dependent on the effective cooling of the flame tube walls. One of the most widespread cooling systems is convective-film one, consisting in the air film forming, which does not allow the heated gas interact with metal and removes the heat from the opposite side of the wall due to the convection.

The article presents the description of the test bench equipment. It considers three options of burners that differ by the nozzle attachment design, the geometry of the swirler and atomizer herewith remains unchanged. The results of fire tests studies of three burners with various nozzle attachments are presented. Comparison of the flame structure of the two burners was made.

The article presents the combustion chamber design of converted aircraft gas turbine engine, meant for the supercharger drive of the gas-pumping unit. Dissection of the combustion chamber walls in its various cross-sections was performed, and combustion chamber testing as a part of gas turbine engine was conducted.

Temperature of the walls at the modes being considered does not exceed 800°C, which is indicative of the ample flame tube cooling.

Based on the results of the work being conducted, the inferences were drawn on the most acceptable option of the burner for implementation with the engine.

**Keywords:** combustion chamber, diffusion combustion, burner, combustion chamber wall temperature

**For citation:** Baklanov A.V. Burner Design Impact on the Flame Tube Walls Temperature State. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 136-142. DOI: 10.34759/vst-2022-3-136-142

### Введение

В камерах сгорания газотурбинных двигателей аэродинамической основой стабилизации пламени являются закрученные струи, формируемые вихревыми горелками. Они включают в себя кольцевые лопаточные завихрители и форсунками, располагаемыми в центре завихрителя. Такие горелки нашли широкое применение в различных горелочных устройствах благодаря развитой зоне циркуляции в приосевой части, высокой интенсивности турбулентности, меньшей осевой дальностью и большему углу расширения закрученной струи. При этом следует учитывать, что формирование структуры течения в первичной зоне камеры сгорания влияет на температурное состояние стенок и, как следствие, на ресурс камеры сгорания. Поэтому работы, направленные на изучение влияния конструкции горелки на температурное состояние стенок жаровой трубы, являются актуальными [1–3].

В качестве объекта исследования используется горелка камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ, работающего на газообразном топливе. В данной камере сгорания приме-

няется одна из самых распространенных систем охлаждения — конвективно-пленочное охлаждение: создается воздушная пленка, которая не позволяет горячему газу взаимодействовать с металлом, а также за счет конвекции отбирать тепло с обратной стороны стенки [4].

Исследовались два варианта горелок, различающихся геометрией соплового насадка. Горелка №1 включает в себя лопаточный завихритель с углом установки лопаток 45° и диффузорным насадком на выходе из завихрителя. Горелка №2 имеет конфузорный насадок с диаметром выходного сопла 27 мм. В центре завихрителя каж-

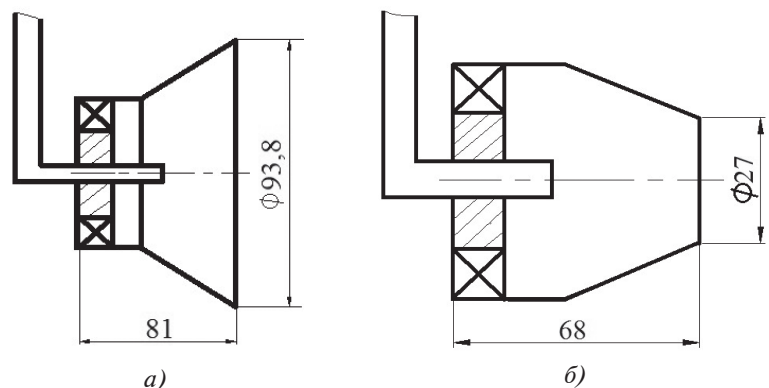


Рис.1 Конструкция горелки: а — горелка №1; б — горелка №2

дой горелки установлена форсунка, обеспечивающая струйный распыл топлива (рис. 1) [5].

**Проведение исследований**

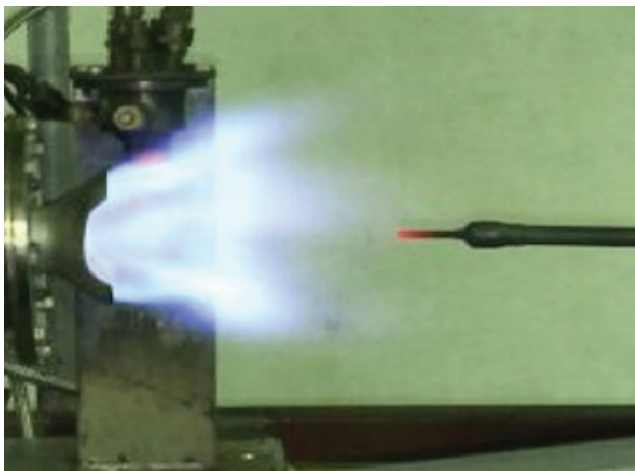
Первый этап исследований заключался в определении температуры пламени вдоль факела горелки.

Температура пламени измеряется высокотемпературной платиновой платиновой одноточечной гребёнкой с камерой торможения из кристаллического диоксида циркония [6].

В результате проведения эксперимента установлено, что при работе горелки №1 с диффузорным насадком фронт пламени стабилизируется внутри диффузора с видимым пустотелым ядром, представляющим зону обратных токов. За горелкой №2 факел отодвинут от среза конфузорного насадка (рис. 2) [7].

Цвет пламени обеих горелок бледно-голубой, что свидетельствует о качественном перемешивании топлива и воздуха, подводимых в горелку.

Измерение температуры пламени вдоль оси горелки показало, что у горелок №1 и 2 разный характер и различные уровни распределения тем-



а)



б)

Рис. 2. Факел пламени за горелкой: а — горелка №1; б — горелка №2

пературы. Отмечается снижение уровня температуры при удалении от горелки с максимумом температур в диапазоне от 0 до 50 мм (рис. 3). У горелки №2 наблюдается низкая температура у среза сопла и ее возрастание в диапазоне от 40 до 100 мм [8].

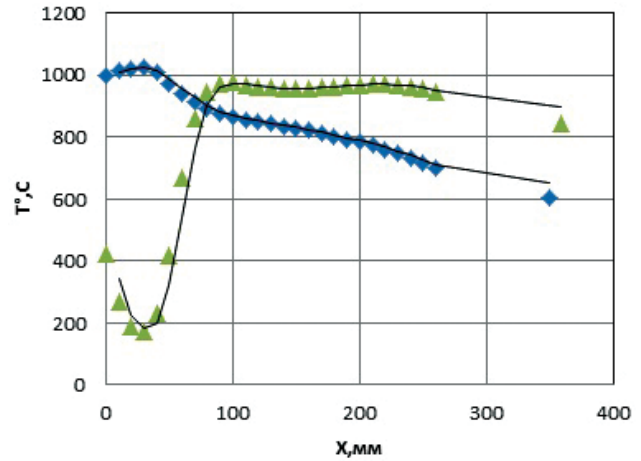


Рис. 3. Распределение температуры вдоль оси горелки при  $\alpha = 0,8$ :  $\blacklozenge$  — горелка №1;  $\blacktriangle$  — горелка №2

Полученные данные позволяют предположить, что горелка №2 способствует снижению температуры в зоне горения камеры сгорания, и это должно обеспечить снижение температуры стенок жаровой трубы в этой зоне. Для подтверждения данного предположения необходимо измерить температуру кожухов жаровой трубы. Для этого камера сгорания препарируется и на ее стенках устанавливаются хромель-алюмелевые термопары, образующие контрольные пояса, в которых определяется температура [9].

Для препарирования в выбранных точках на стенках выполняются отверстия, в которые устанавливаются термопары. Термоэлектроды укладываются в направлении выхода по трассе прокладки. На термоэлектроды накладываются скобы из фольги и привариваются точечной сваркой. На головку приваренной термопары накладывается теплоизоляция (рис. 4).

Температура измеряется в диапазоне 0...1100°C с погрешностью  $\pm 1\%$  при доверительной вероятности  $P = 0,95$  [10].

После препарирования камера сгорания была установлена на двигатель. Затем, во время его испытаний, определялась температура стенок на различных режимах работы двигателя [11].

По результатам испытаний видно, что с увеличением режима работы двигателя температура стенок возрастает на 150°C. Температура сте-

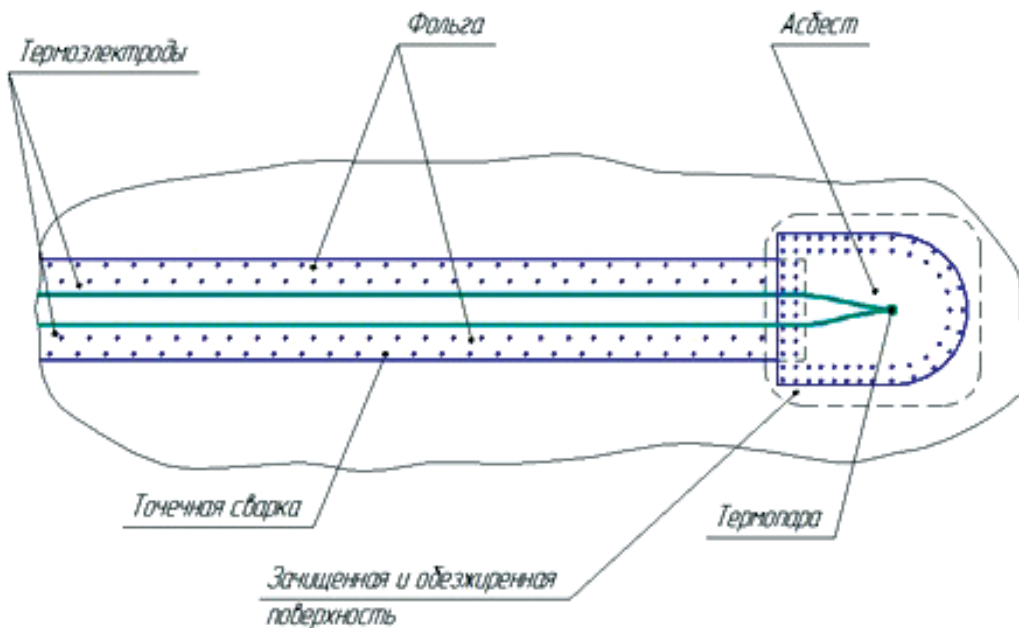


Рис. 4. Схема установки термопар

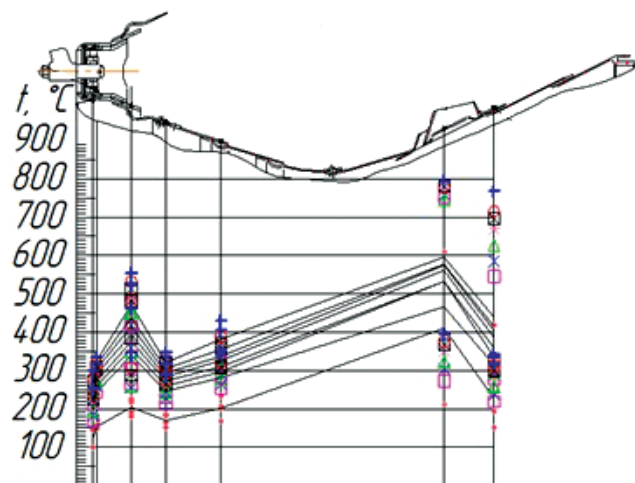


Рис. 5. Температуры стенок (кожух внутренний):  
 ● — 3 МВт; □ — 6,5 МВт; × — 8 МВт; △ — 10 МВт;  
 Ж — 13 МВт; × — 15 МВт; ○ — 17 МВт

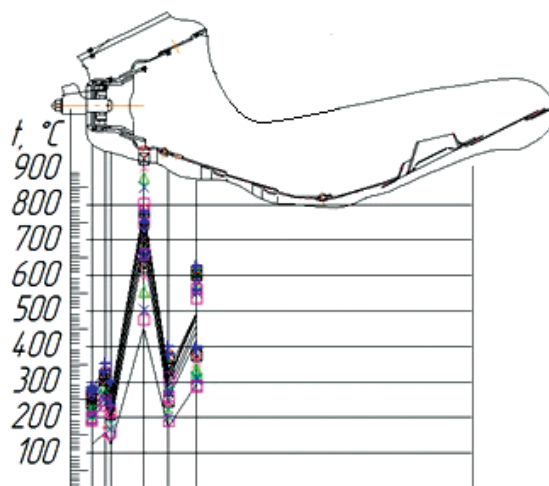


Рис. 6. Температуры стенок (кожух наружный):  
 ● — 3 МВт; □ — 6,5 МВт; × — 8 МВт; △ — 10 МВт;  
 Ж — 13 МВт; × — 15 МВт; ○ — 17 МВт

нок на рассмотренных режимах не превышает 800°C, что свидетельствует о достаточном охлаждении жаровой трубы [12].

Температура стенок в зоне горения на наружном кожухе жаровой трубы в среднем выше, чем на внутреннем (рис. 6). Это зависит от угла расположения стенки относительно фронтальной плиты. Стенка наружного кожуха устанавливается под углом 24°, а внутреннего — под углом 18°, что формирует открытое пространство между осесимметричным диффузором горелки и стенкой жаровой трубы, которая остается не защищенной от воздействия высоких температур.

На термопарах, установленных возле щелевого канала вдува воздуха, наблюдается низкая температура, не превышающая 650°C. Это связано с тем, что термопара установлена в месте формирования охлаждающей завесы, эффективно обеспечивающей низкую температуру стенки [13–15].

В камере сгорания с горелками, имеющими конфузорный насадок, температура стенок на наружном и внутреннем кожухе жаровой трубы в среднем одинакова.

Температура стенок камеры сгорания, в которую установлены горелки с конфузорным насадком, ниже, чем в камере сгорания с горелка-



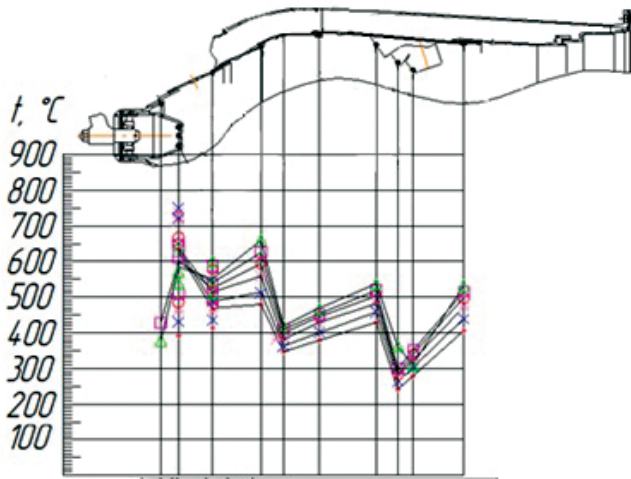


Рис. 7. Температуры стенок (кожух наружный) при мощности Ne: • — 6,5 МВт; \* — 8 МВт; × — 10 МВт; ○ — 13 МВт; □ — 15 МВт; △ — 17 МВт

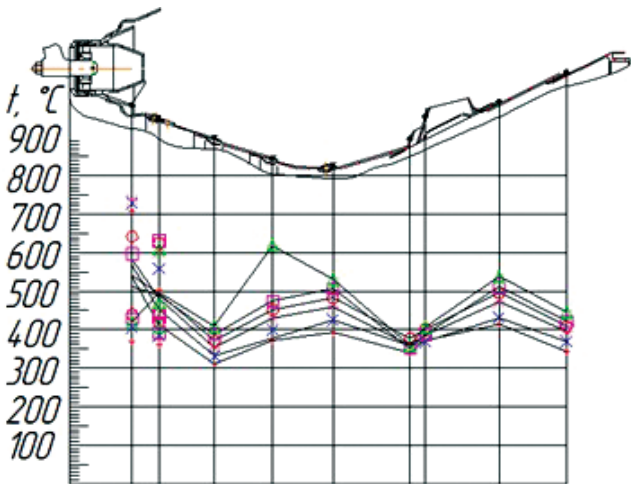
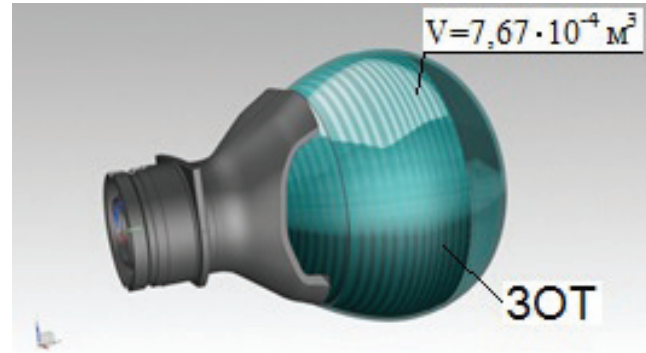


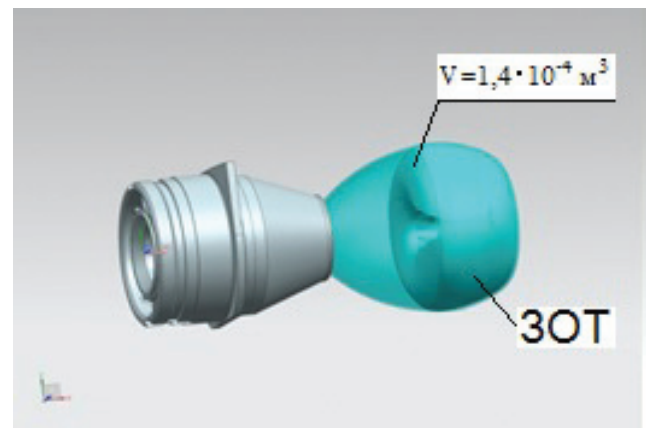
Рис. 8. Температуры стенок (кожух внутренний) при мощности Ne: • — 8 МВт; \* — 9 МВт; × — 10 МВт; ○ — 12 МВт; □ — 14 МВт; △ — 17 МВт

ми, имеющими диффузорный насадок. На козырьке фронтального устройства камеры с конфузорной горелкой в отдельных областях наблюдается увеличение температуры до 700°C вследствие газодинамических особенностей потока, формируемого на выходе из горелки [16–18].

При помощи графической визуализации произведена оценка объема зоны обратных токов (ЗОТ) на выходе из горелок (рис. 9, а, б), откуда следует, что горелка с диффузорным насадком формирует объем зоны обратных токов  $V = 7,67 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$ , а горелка с конфузорным насадком формирует объем ЗОТ  $V = 1,4 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$ . При этом время пребывания в ЗОТ первой горелки



а)



б)

Рис. 9. Объем ЗОТ на выходе из горелок: а — горелка №1; б — горелка №2

составляет 0,15 мс, а второй — 0,025 мс, что в шесть раз меньше [19, 20]. Очевидно, что с уменьшением проходного сечения соплового насадка горелки увеличилась скорость истечения струи и тем самым уменьшилось время пребывания второй горелки в ЗОТ. Из-за высокой скорости истечения топливовоздушной смеси возле конуса соплового насадка образуется возвратный вихрь, формирующийся между козырьком фронтальной плиты и соплами горелок.

### Выводы

1. Изменение конструкции горелочного устройства является эффективным способом снижения температуры стенок в зоне горения жаровой трубы, что может способствовать улучшению ресурсных характеристик камеры сгорания.

2. Горелки с конфузорным насадком позволяют отодвинуть фронт пламени от среза сопла, что обеспечивает снижение температуры стенок по сравнению с горелками, имеющими диффузорный насадок.

## Список источников

1. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. — Самара: СНЦ РАН, 2002. — 527 с.
2. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. — 3rd ed. — CRC Press, 2010. — 558 p.
3. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Исследование рабочего процесса камер сгорания в составе ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15. № 3. С. 81-89. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-81-89
4. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения. — Самара: СНЦ РАН, 2004. — 266 с.
5. Бакланов А.В. Влияние геометрии горелки на характеристики камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 86-95. DOI: 10.34759/vst-2021-1-86-95
6. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчет: Учебное пособие. — Изд. 2-е, испр. — Казань: Изд-во Казанского гос. технического ун-та, 2006. — 219 с.
7. Бакланов А.В. Управление процессом сжигания топлива путем изменения конструкции горелки в камере сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 73-85.
8. Richerson D.W. Ceramics for Turbine Engines // Mechanical Engineering. 1997. Vol. 119. No. 9, pp. 80-83.
9. Бакланов А.В. Экспериментальное исследование температурного состояния стенок жаровой трубы многофорсуночной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 116-125.
10. Gritsch M., Schulz A., Wittig S. Adiabatic Wall Effectiveness Measurements of Film-Cooling Holes with Expanded Exits // Journal of Turbomachinery. 1998. Vol. 120. No. 3, pp. 549-556. DOI: 10.1115/1.2841752
11. Burrus D.L., Charour C.A., Foltz H.L. et al. Energy Efficient Engine Combustor Test Hardware Detailed Design Report. — NASA CR-168301, 1984. — 497 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19900019238/downloads/19900019238.pdf>
12. Rosen R., Facey J.R. Civil Propulsion Technology for the Next Twenty-Five Years // Eighth International Symposium on Air Breathing Engines (14-19 June 1987, Cincinnati, Ohio). Paper No. 87-7000.
13. Dodds W.J., Ekstedt E.E. Broad Specification Fuel Combustion Technology Program. Phase 2. — NASA-CR-168179, 1984. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840007215/downloads/19840007215.pdf>
14. Lefebvre A.H. Influence of Fuel Properties on Gas Turbine Combustion Performance. — AFWAL-TR-84-2104, 1985. West Lafayette, Indiana.
15. Dodds W.J., Bahr D.W. Combustion System Design // Mellor A.M. (ed.) Design of Modern Gas Turbine Combustors. — New York: Academic Press, 1990, pp. 343-476.
16. Ильинков А.В., Габдрахманов Р.Р., Такмовцев В.В., Щукин А.В. Влияние центробежных массовых сил на теплоотдачу при обтекании потоком воздуха вогнутой поверхности с поперечными выступами // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 39-48.
17. Isaev S.A., Schelchkov A.V., Leontiev A.I. et al. Numerical simulation of the turbulent air flow in the narrow channel with a heated wall and a spherical dimple placed on it for vortex heat transfer enhancement depending on the dimple depth // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2016. Vol. 94, pp. 426-448. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.11.002
18. Ahn J., Choi H., Lee J.S. Large Eddy Simulation of Flow and Heat Transfer in a Channel Roughened by Square or Semicircle Ribs // Journal of Turbomachinery. 2005. Vol. 127. No. 2, pp. 263-269. DOI: 10.1115/1.1811098
19. Mochizuki S., Kiml R., Murata A. Heat Transfer Enhancement Mechanism in Rectangular Channels with V- and A shaped Ribs // Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series B. 1999. Vol. 65. No. 631, pp. 1032-1039. DOI: 10.1299/kikaib.65.1032
20. Dutta P., Cowell L.H., Yee D.K., Dalla Betta R.A. Design and Evaluation of a Single-Can Full Scale Catalytic Combustion System for Ultra-Low Emissions Industrial Gas Turbines. — Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. ASME Paper No. 97-GT-292, 1997. DOI: 10.1115/97-GT-292

## References

1. Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Some issues of aircraft gas turbine engines designing), Samara, SNTs RAN, 2002, 527 p.
2. Lefebvre A.H., Ballal D.R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*. 3rd edition. CRC Press, 2010, 557 p.
3. Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2016, vol. 15, no. 3, pp. 81-89. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-81-89

4. Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V., Reznik V.E., Tsybizov Yu.I. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinye ustanovki nazemnogo primeneniya* (Converting aviation gas turbine engines into ground-based gas turbine installations), Samara, SNTs RAN, 2004, 266 p.
5. Baklanov A.V. Burner geometry impact on gas turbine engine combustion chamber characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no 1, pp. 86-95. DOI: 10.34759/vst-2021-1-86-95
6. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinykh dvigatelei: konstruktsiya, modelirovanie protsessov i raschet* (Gas turbine engines combustion chambers: design, modeling of processes and calculation), Kazan, Kazanskii gos. tekhnicheskii universitet, 2006, 219 p.
7. Baklanov A.V. Controlling fuel combustion process by burner design change in gas turbine engine combustion chamber. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 2, pp. 73-85.
8. Richerson D.W. Ceramics for Turbine Engines. *Mechanical Engineering*, 1997, vol. 119, no. 9, pp. 80–83.
9. Baklanov A.V. Experimental study of the flame tube temperature state of a gas turbine engine multi-nozzle combustion chamber. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no 2, pp. 116-125.
10. Gritsch M., Schulz A., Wittig S. Adiabatic Wall Effectiveness Measurements of Film-Cooling Holes with Expanded Exits. *Journal of Turbomachinery*, 1998, vol. 120, no. 3, pp. 549-556. DOI: 10.1115/1.2841752
11. Burrus D.L., Charour C.A., Foltz H.L. et al. *Energy Efficient Engine Combustor Test Hardware Detailed Design Report*. NASA CR-168301, 1984, 497 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19900019238/downloads/19900019238.pdf>
12. Rosen R., Facey J.R. Civil Propulsion Technology for the Next Twenty-Five Years. *Eighth International Symposium on Air Breathing Engines (14-19 June 1987, Cincinnati, Ohio)*. Paper No. 87-7000.
13. Dodds W.J., Ekstedt E.E. *Broad Specification Fuel Combustion Technology Program. Phase 2*. NASA-CR-168179, 1984. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840007215/downloads/19840007215.pdf>
14. Lefebvre A.H. *Influence of Fuel Properties on Gas Turbine Combustion Performance*. AFWAL-TR-84-2104, 1985.
15. Dodds W.J., Bahr D.W. Combustion System Design. In: Mellor A.M. (ed.) *Design of Modern Gas Turbine Combustors*. New York, Academic Press, 1990, pp. 343–476.
16. Il'inkov A.V., Gabdrakhmanov R.R., Takmovtsev V.V., Shchukin A.V. Effect of centrifugal mass forces on heat transfer when airflow of concave surface with transverse projections. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 1, pp. 39-48.
17. Isaev S.A., Schelchikov A.V., Leontiev A.I. et al. Numerical simulation of the turbulent air flow in the narrow channel with a heated wall and a spherical dimple placed on it for vortex heat transfer enhancement depending on the dimple depth. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, vol. 94, pp. 426-448. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.11.002
18. Ahn J., Choi H., Lee J.S. Large Eddy Simulation of Flow and Heat Transfer in a Channel Roughened by Square or Semicircle Ribs. *Journal of Turbomachinery*, 2005, vol. 127, no. 2, pp. 263-269. DOI: 10.1115/1.1811098
19. Mochizuki S., Kiml R., Murata A. Heat Transfer Enhancement Mechanism in Rectangular Channels with V- and A shaped Ribs. *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series B*, 1999, vol. 65, no. 631, pp. 1032-1039. DOI: 10.1299/kikaib.65.1032
20. Dutta P., Cowell L.H., Yee D.K., Dalla Betta R.B. Design and Evaluation of a Single-Can Full Scale Catalytic Combustion System for Ultra-Low Emissions Industrial Gas Turbines. *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. ASME Paper No. 97-GT-292, 1997. DOI: 10.1115/97-GT-292

Статья поступила в редакцию 06.05.2022; одобрена после рецензирования 27.05.2022; принята к публикации 17.06.2022.

The article was submitted on 06.05.2022; approved after reviewing on 27.05.2022; accepted for publication on 17.06.2022.