

Научная статья
УДК 621.43.056
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180654>

ИЗМЕНЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ НА ВЫХОДЕ ИЗ МНОГОФОРСУНОЧНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

Андрей Владимирович Бакланов

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

Аннотация. Выполнено препарирование лопаток соплового аппарата и проведено определение температуры газа на выходе из камеры сгорания на различных режимах работы газотурбинного двигателя. Приведены особенности конструкции многофорсуночной камеры сгорания, работающей на природном газе, заключающиеся в двухъярусном расположении форсунок в кольцевой головке. Для различных режимов работы двигателя определены температурные поля и построены радиальные эпюры, а также относительные радиальные эпюры. Для анализа полученных результатов проведено сравнение радиальных эпюр и максимальной окружной неравномерности полученных при испытании двигателя НК-16-18СТ, НК-16СТ с серийной камерой сгорания и двигателя НК-8-2У, работающего на жидком топливе. Выполнена оценка максимальной положительной и отрицательной окружной неравномерности температурного поля этих камер.

По результатам проведенных работ сделаны выводы, что температурное поле многофорсуночной камеры сгорания, работающей на природном газе, максимально приближено по своим параметрам к параметрам температурного поля камеры сгорания НК-8-2У.

Ключевые слова: камера сгорания, двухъярусное фронтное устройство, форсунка, температурное поле, неравномерность температур, газотурбинный двигатель

Для цитирования: Бакланов А.В. Изменение температурного поля на выходе из многофорсуночной камеры сгорания при различных режимах работы двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 116–123. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180654>

Original article

TEMPERATURE FIELD CHANGE AT THE MULTI-NOZZLE COMBUSTION CHAMBER OUTLET AT VARIOUS ENGINE OPERATING MODES

Andrei V. Baklanov

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

Abstract

Introduction of a new combustion process in the combustion chamber requires conducting a number of research works aimed at the basic chamber parameters determining. One of the combustion chamber key parameters is

the temperature field at the outlet from the flame tube. This parameter ensuring affects a lifespan of the nozzle guide vanes and the engine at large. Turbine blades are being subjected to the high temperature of the gas. These temperatures distribution by blade height (radial temperature distribution) is being set from the thermal stability condition and stresses occurring along the working blade pen.

Dissection of the working blades of the nozzle guide was performed, and gas temperature at the outlet of the combustion chamber at various operating modes of the gas turbine engine (GTD) was determined in this work. The article presents the structure of the converted aviation GTD serving as a drive for the gas pumping unit supercharger.

Specifics of the multi-nozzle combustion chamber design operating on the natural gas consisted in the two-stage location of nozzles in the ring-type head are presented.

The article presents the test-bench equipment and describes the features of the experimental study conduction.

Thermal fields were determined for various operating modes of the engine and radial temperature distributions as well as relative ones were plotted. Comparison of the radial temperature distributions with maximal circumferential unevenness obtained while the НК-16-18СТ, НК-16СТ engine testing with the mass production combustion chamber and the НК-8-2U aviation liquid fuel engine was performed for the obtained results analysis. The positive and negative circumferential unevenness evaluation of the temperature field of these chambers was accomplished.

Inferences that the temperature field of the natural gas operating multi-nozzle combustion chamber is as close as possible by its parameters to the temperature field parameters of the НК-8-2U combustion chamber were drawn by the results of the works being performed.

The aviation combustion chamber transition from kerosene to the gaseous fuel can be realized without the temperature field parameters degradation.

Radial temperature distribution along the height of a nozzle corresponds to the traditional distribution.

Keywords: combustion chamber, double-deck flame tube head, jet nozzle, temperature field, unevenness of temperatures, gas turbine engine

For citation: Baklanov A.V. Temperature Field Change at the Multi-Nozzle Combustion Chamber Outlet at Various Engine Operating Modes. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 2, pp. 116–123. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180654>

Введение

Внедрение конструкции с новым способом организации горения в камере сгорания требует проведения ряда исследовательских работ, направленных на определение основных параметров камеры. Одним из таких параметров камеры является температурное поле, формируемое на выходе из жаровой трубы. Обеспечение этого параметра влияет на ресурс соплового аппарата турбины и двигателя в целом. В процессе работы двигателя лопатки рабочего колеса турбины подвергаются воздействию высокой температуры газа. Распределение этих температур по высоте лопатки называется «радиальная эпюра», которая формируется из условия жаропрочности и возникающих по высоте пера рабочих лопаток напряжений [1].

Изменение формы эпюры, в свою очередь, приводит к изменению запаса прочности рабочих лопаток турбины и, как следствие, может возникнуть их отрыв (разрушение). Увеличение окружной неравномерности температуры приводит к прогарам лопаток первого соплового аппарата (СА) и росту динамических напряжений в рабочих лопатках турбины.

Исследованию процессов формирования температурного поля на выходе из камеры сгора-

ния посвящено большое количество работ. Как правило, эти исследования проводились на модельных установках, не позволяющих обеспечить параметры давления и температуры, при которых работают камеры сгорания в составе двигателя. Вследствие этого не получена существующая взаимосвязь между зонами, которые наблюдаются в камерах сгорания ГТД при работе в реальных условиях.

Рассмотрим типичное распределение температур газа в окружном направлении на i -м радиусе и безразмерную характеристику поля температур по высоте выходного сечения камеры сгорания – радиальную эпюру (рис. 1).

При формировании радиальной эпюры наибольшая температура допускается в ядре кольцевого потока, в зоне, соответствующей 0,5–0,7 от высоты лопатки. Наибольшая температура газа по этой эпюре определяется допустимой расчетной степенью радиальной неравномерности температур [2].

Стоит учитывать, что поле температур на выходе из камеры сгорания будет зависеть от размера, формы жаровой трубы, количества отверстий, их геометрии и коэффициентов расхода. Также следует иметь в виду, что распределение воздуха между

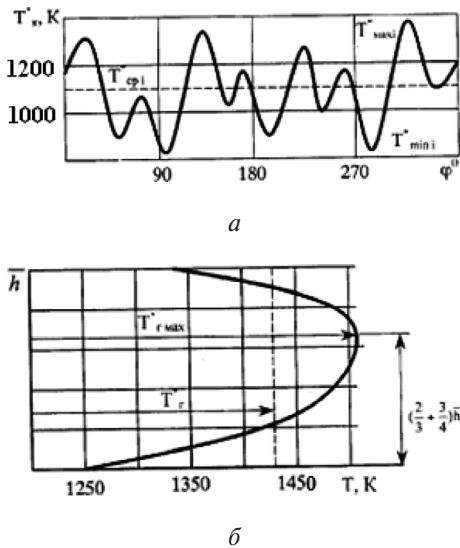


Рис. 1. Распределение температуры газа:
 а – в окружном направлении на i -м радиусе;
 б – безразмерная характеристика поля температур по высоте выходного сечения камеры сгорания – радиальная

зонами камеры сгорания будет изменяться при изменении расхода и давления топлива и воздуха, то есть с изменением режима работы ГТД [3].

Температурное поле газа на выходе из камеры сгорания характеризуется четырьмя параметрами (рис. 1):

- формой радиальной эпюры,
- уровнем максимальной окружной неравномерности,
- максимальной окружной неравномерностью $T_{i\max}$ по высоте канала,
- измеренным уровнем средних относительных температур $T_{i\text{cp}}$.

В качестве объекта исследования в данной работе рассмотрена многофорсуночная камера сгорания конвертированного двигателя НК-16-18СТ, имеющая двухъярусное фронтное устройство (рис. 2.).

Данная камера сгорания является адаптированной для работы на газе камерой сгорания двигателя НК-8-2У.

Камера сгорания имеет силовой корпус 6, корпус внутренний 13, жаровую трубу 3 и газовый коллектор 1 для подачи топливного газа к форсункам 2. Жаровая труба состоит из нескольких последовательно соединенных секций. Между секциями для создания воздушного пленочного охлаждения установлены каплевидные дистанционные пластины 5, а также гофрированные ленты 4. Жаровая труба подвешивается на силовом корпусе при помощи двенадцати фиксаторов 7. Выходная часть наружного и внутреннего кожухов содержит кольца 8, в которые входят ответные кольцевые козырьки соплового аппарата турбины. На наружном и внутреннем кожухах установлены смесительные патрубки 12, которые способствуют эффективному перемешиванию вторичного потока воздуха и газа для обеспечения допустимой температуры газов перед турбиной двигателя. Особенностью конструкции рассматриваемой камеры сгорания является фронтное устройство, форсунки которого расположены по окружности в два яруса (рис. 2). Фронтное устройство содержит головку с четырьмя штуцерами подвода топлива 14, в которой расположены две полости топливных коллекторов 9. Полости коллектора соединены друг с другом и с форсунками 2 при помощи сквозных внутренних каналов 10. Форсунки устанавливаются в отверстиях фронтного устройства, вокруг каждой форсунки выполнены сквозные окна 11, через которые осуществляется подвод воздуха к завихрителям. Газ из струйных распылителей подается во внутреннюю полость конуса форсунки [4]. Силовой корпус и внутренний корпус являются сварными узлами, которые изготовлены из листового материала, состоящего из жаропрочного сплава [5].

Определение уровня температур на выходе из камеры сгорания производилось в составе двигателя.

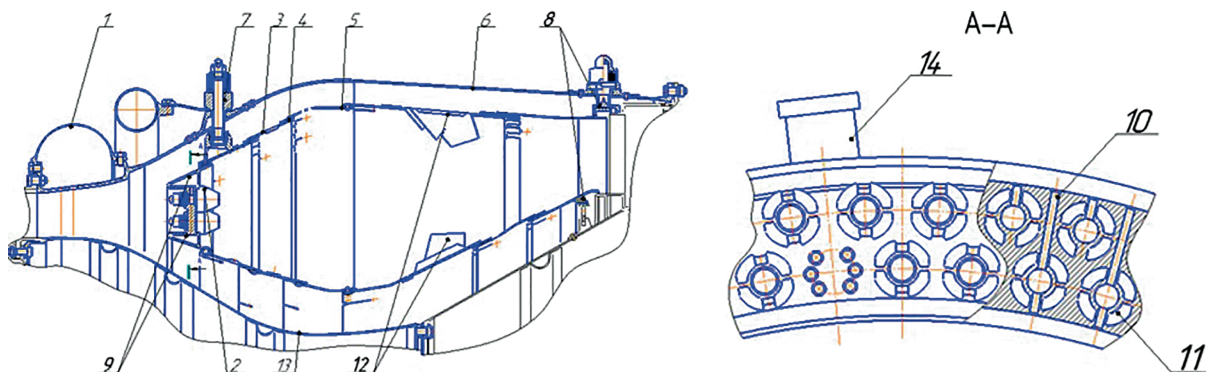
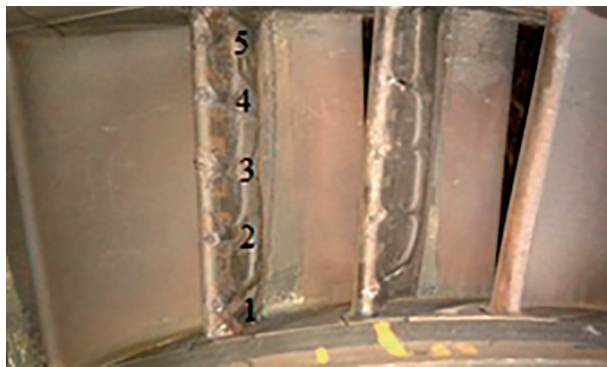


Рис. 2. Камера сгорания двигателя НК-16-18СТ



а



б

Рис. 3. Препарированный сопловой аппарат

Для этого на выходе из камеры сгорания был установлен препарированный сопловой аппарат [6].

Измерение температуры на лопатках препарированного соплового аппарата выполнялось при помощи хромель-алюмелевых термопар, которые были установлены в количестве 158 штук. Термопары размещались равномерно по высоте лопаток, образуя пять поясов (рис. 3,а). От каждой термопары провода выведены за пределы соплового аппарата для подключения к вторичной аппаратуре (рис. 3,б). Измерение температур производилось в диапазоне от нуля до 1100°С [7].

Значения температуры регистрировались в процессе испытания двигателя непрерывно с частотой 4 Гц через измерительно-вычислительный комплекс с записью в единый файл регистрации данных. После чего производилась обработка данных в специальной программе.

В результате эксперимента на режимах работы двигателя от 8 до 18,5МВт были получены поля, характеризующие окружающую неравномерность температур (рис. 4).

Для удобства анализа температурное поле представляется в виде развернутой диаграммы по точкам на каждом режиме. Формируется окружное поле абсолютных значений измеренной температуры по всем пяти поясам (рис. 5). Из рис. 5 видно, что с увеличением режима работы двигателя уровень температур растет. Характер распределения температур от режима к режиму сохраняется. Уровень температур у основания и на периферии ниже, чем в центральных поясах, что соответствует классическому распределению (см. рис.1).

В процессе обработки параметров температурного поля для каждого из пяти поясов определяется максимальная t_{4max} (°С) и минимальная t_{4min} (°С) температуры. На следующем этапе рассчитывается средняя температура $t_{4срi}$ (°С) для каждого пояса

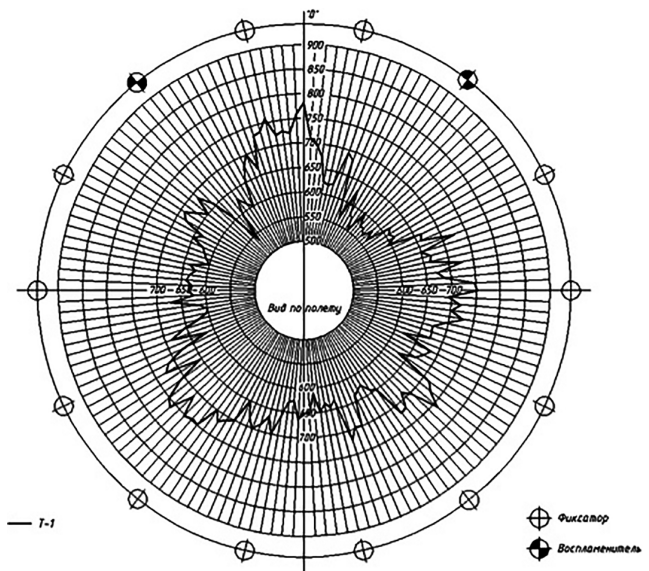


Рис.4. Окружное поле температур

измеренных температур и средняя температура $t_{4ср}$ (°С) для всего выходного сечения камеры сгорания [8] по формулам

$$t_{4срi} = \frac{\sum_{i=1}^{158} t_{4i}}{158}; \tag{1}$$

$$t_{4ср} = \frac{\sum_{i=1}^5 t_{4срi}}{5}. \tag{2}$$

Далее полученные значения температур пересчитываются в шкалу Кельвина.

Полученные значения средней температуры $T_{4срi}$ (К) для каждого пояса и средней температуры $T_{4ср}$

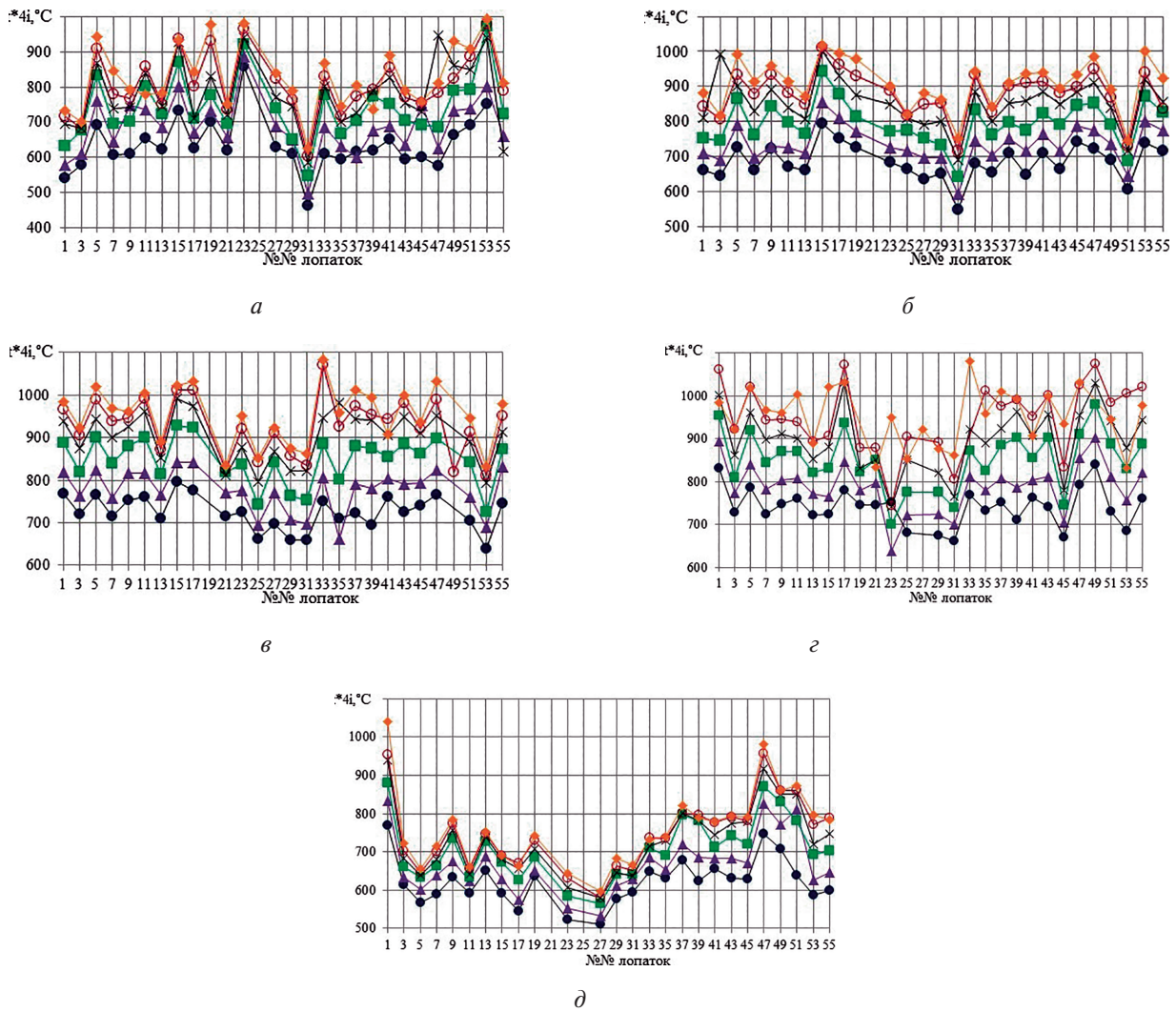


Рис. 5 Окружное изменение температуры в *i*-м поясе:
 ● – 8 МВт; ▲ – 10 МВт; ■ – 13 МВт; × – 15 МВт; ○ – 17 МВт; ◆ – 18,5 МВт
 а – 1-й радиус, б – 2-й радиус, в – 3-й радиус, г – 4-й радиус, д – 5-й радиус

(К) для всего выходного сечения камеры используются при расчете относительной температуры продуктов сгорания \bar{T}_{4cpi} в соответствующем поясе по формуле:

$$\bar{T}_{4cpi} = \frac{T_{4cpi}}{T_{4cp}} \quad (3)$$

На заключительном этапе расчета параметров температурного поля на выходе камеры [9] определяется средняя максимальная неравномерность поля:

$$\Theta_{\max} = \frac{T_{\max}^* - T_K^*}{\bar{T}_\Gamma^* - T_K^*}, \quad (4)$$

где \bar{T}_Γ^* – среднеарифметическая температура по всему полю; T_{\max}^* – максимальная температура в поле T_Γ^* .

Для данной кольцевой камеры сгорания турбины максимальная неравномерность составила

$\Theta_{\max} = 0,31$, при этом в работе [10] допустимые нормы соответствуют $[\Theta_{\max} \leq 0,38]$. Учитывая, что значение Θ_{\max} в рассмотренной камере не превысило значения 0,38, это свидетельствует об обеспечении приемлемой для двигателя неравномерности температурного поля.

Правильность выбора заданной радиальной эпюры температур так же проверялась термометрированием сопловых лопаток турбины на двигателе (рис. 6). При изменении конструкции камеры сгорания возможно изменение радиальной эпюры. Кроме того, на форму радиальной эпюры температур оказывает влияние распределение скоростей на входе в камеру, которые формируются на выходе из компрессора. Это значит, что радиальная эпюра вновь спроектированной камеры сгорания не должна быть хуже базовой.

По результатам обработки данных построены радиальные эпюры распределения температур на

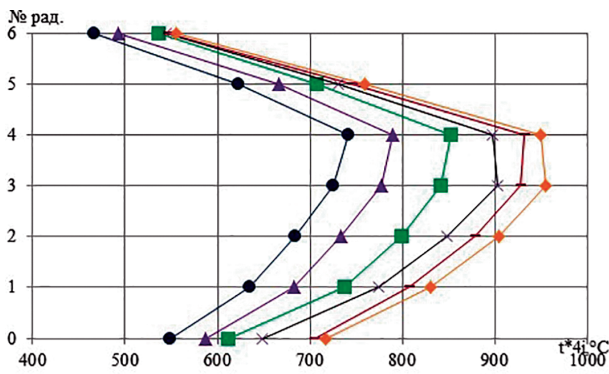


Рис. 6. Радиальная эпюра абсолютных температур:
 ● – 8МВт; ▲ – 10МВт; ■ – 13МВт; × – 15МВт;
 + – 17МВт; ◆ – 18,5МВт

выходе из камеры сгорания на различных режимах работы двигателя (рис. 7). С увеличением режима работы двигателя наблюдается рост температуры и сохраняется подобие кривых радиальных эпюр [11].

Из рис. 7 видно, что эпюры в относительных значениях для каждого режима практически совпадают, что свидетельствует о стабильности температурного поля на рассмотренных режимах [12].

Для анализа полученных результатов проведено сравнение радиальных эпюр и максимальной окружной неравномерности, полученных при испытании двигателя НК-16-18СТ с многофорсунной камерой сгорания, двигателя НК-16СТ с серийной камерой сгорания и двигателя НК-8-2У с камерой сгорания работающей на жидком топливе – керосине (рис. 8).

Из сравнения радиальных эпюр следует, что эпюра за камерой сгорания НК-16СТ имеет менее вытянутый характер. То есть температура в на 1-м и 2-м радиусе выше, а на 3-м и 4-м ниже, чем на эпюре, полученной за камерой сгорания НК-16-18СТ.

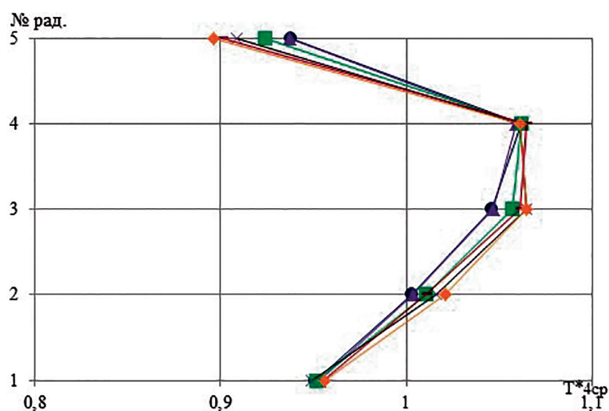


Рис. 7. Относительная радиальная эпюра:
 ● – 8МВт; ▲ – 10МВт; ■ – 13МВт; × – 15МВт;
 + – 17МВт; ◆ – 18,5МВт

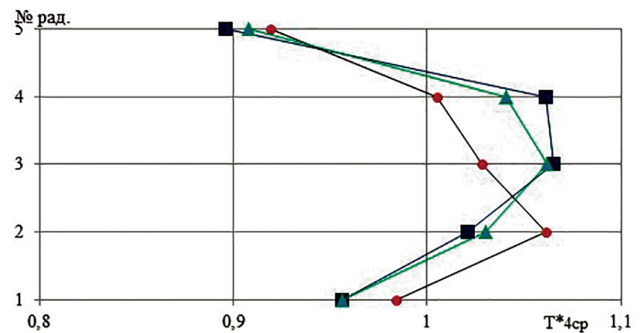


Рис. 8. Радиальная эпюра за камерой сгорания двигателей: ● – НК-16СТ; ■ – НК-16-18СТ; ▲ – НК-8-2У

Это связано с особенностью организации горения и конструкцией камеры сгорания [13].

При этом радиальная эпюра камеры сгорания НК-8-2У и НК-16-18СТ практически совпадают, незначительно отличаясь в четвертом поясе.

Для дальнейшего анализа выполнена оценка максимального $\Delta t_{4maxi} = t_{4maxi} - t_{4cpi}$ и минимального $\Delta t_{4mini} = t_{4mini} - t_{4cpi}$ ($^{\circ}\text{C}$) отклонения температуры в каждом поясе измерения от средней температуры в этом поясе t_{4cpi} ($^{\circ}\text{C}$) (рис. 9) [14–17].

Из рис. 9 видно, что максимальная положительная окружная неравномерность в камере сгорания двигателя НК-16-18СТ практически не превышает окружной неравномерности камеры сгорания НК-8-2У, при этом для камеры сгорания НК-16СТ она ниже [18].

Отрицательная окружная неравномерность камеры НК-16-18СТ несколько ниже камеры сгорания НК-8-2У. Камера сгорания НК-16СТ имеет лучшие характеристики максимальных неравномерностей температур по высоте канала [19,20].

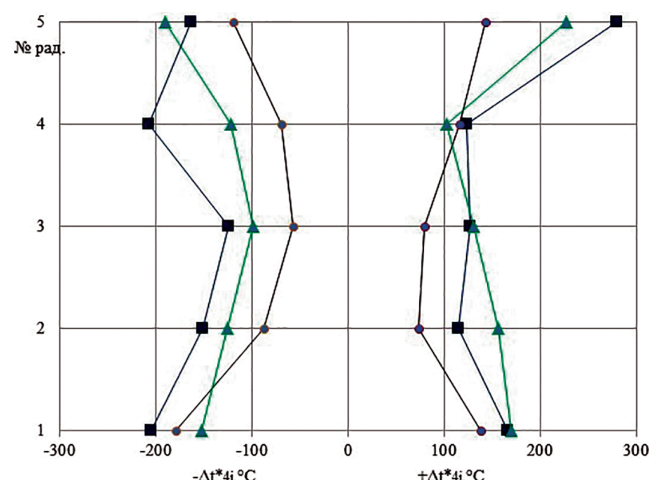


Рис. 9 Максимальные (положительная и отрицательная) неравномерности температур по высоте канала:
 ● – НК-16СТ; ■ – НК-16-18СТ; ▲ – НК-8-2У

Выводы

1. Температурное поле многофорсуночной камеры сгорания, работающей на природном газе, максимально приближено по параметрам температурного поля к параметрам камеры сгорания НК-8-2У, работающей на керосине.

2. Значение максимальной неравномерности θ_{\max} на выходе из многофорсуночной камеры сгорания не ниже 0,31, что свидетельствует об обеспечении приемлемой для работы в составе двигателя неравномерности температурного поля.

3. Перевод авиационной камеры сгорания с керосина на газообразное топливо возможен без ухудшения параметров температурного поля.

Список источников

1. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2004. – 266 с.
2. Vorotyntsev I.E., Tyulkin D.D., Fedorchenko D.G., Tsybizov Yu.I. Features of commissioning a gas turbine unit with a low-emission combustion chamber // Journal of Physics Conference Series. 2021. Vol. 1891. The International Conference on Aviation Motors (18–21 May 2021, Moscow, Russia). No. 1: 012002. DOI: 10.1088/1742-6596/1891/1/012002
3. Gritsch M., Schulz A., Wittig S. Adiabatic Wall Effectiveness Measurements of Film-Cooling Holes with Expanded Exits // Journal of Turbomachinery-Transactions of The ASME. 1997. Vol. 120. No. 3, pp 549–556.
4. Biryuk V.V., Vorotyntsev I.E., Tyulkin D.D., Tsybizov Y.I. Development and prospects for the introduction of a low-emission combustion system for ground-based gas turbine engines and gas turbine units // Journal of Physics Conference Series. 2020. Vol. 1652 15th International Scientific and Technical Conference (6–9 October 2020; Saratov, Russia). No. 1: 012002. DOI: 10.1088/1742-6596/1652/1/012002
5. Bishop C.K., Allan W.D.E. Effects of Fuel Nozzle Condition on Gas Turbine Combustion Chamber Exit Temperature Distributions // ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. Vol. 2 Combustion, Fuels and Emissions (June 14–18, 2010; Glasgow, UK). Parts A and B, pp. 1147–1157. DOI: 10.1115/GT2010-23441
6. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion. Alternative Fuels and Emissions. - 3rd ed. - CRC Press, 2010. - 557 p.
7. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3–1(41). С. 131–138.
8. 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
9. 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
10. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. – Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2002. – 286 с.
11. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Влияние формы горелочного устройства на неравномерность температурного поля камеры сгорания при различных режимах работы ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15. № 3. С. 90–98. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-90-98
12. Muduli S.K., Mishra R.K., Mishra P.C. Assessment of Exit Temperature Pattern Factors in an Annular Gas Turbine Combustor: An Overview // International Journal of Turbo and Jet Engines. 2019. Vol. 38. No. 4. DOI: 10.1515/tjj-2019-0009
13. Lefebvre A.H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 1985. Vol. 107. No. 1, pp. 24–37. DOI: 10.1115/1.3239693
14. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2002. – 527 с.
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. Lefebvre A.H. Influence of Fuel Properties on Gas Turbine Combustion Performance. – AFWAL-TR-84-2104, 1985. West Lafayette, Indiana.
17. de Giorgi M.G., Sciolti A., Capilongo S., Ficarella A. Experimental and Numerical Investigations on the Effect of Different Air-Fuel Mixing Strategies on the Performance of a Lean Liquid Fueled Swirled Combustor // Energy Procedia. 2016. Vol. 101. No. 1, pp. 925–932. DOI: 10.1016/j.egypro.2016.11.117
18. Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л. и др. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. – 620 с.
19. Zheng H., Zhang Z., Li Y., Li Z. Feature-Parameter-Criterion for Predicting Lean Blowout Limit of Gas Turbine Combustor and Bluff Body Burner // Mathematical Problems in Engineering. 2013. Vol. 2013. No. 16. DOI: 10.1155/2013/939234
20. Sadiki A., Repp S., Schneider C. et al. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions flows // Progress in Computational Fluid Dynamics an International Journal. 2003. Vol. 3. No. 2–4, pp. 78–88. DOI: 10.1504/PCFD.2003.003778

References

- Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V. et al. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinye ustanovki nazemnogo primeneniya* (Conversion of aviation gas turbine engines to land-based gas turbines). Samara, SNTs RAN, 2004, 266 p.
- Vorotyntsev I.E., Tyulkin D.D., Fedorchenko D.G., Tsybizov Yu.I. Features of commissioning a gas turbine unit with a low-emission combustion chamber. *Journal of Physics Conference Series*. Vol. 1891. *The International Conference on Aviation Motors (18-21 May 2021, Moscow, Russia)*. No. 1: 012002. DOI: 10.1088/1742-6596/1891/1/012002
- Gritsch M., Schulz A., Wittig S. Adiabatic Wall Effectiveness Measurements of Film-Cooling Holes with Expanded Exits. *Journal of Turbomachinery-transactions of The Asme*. 1997, vol. 120, no. 3, pp 549-556.
- Biryuk V.V., Vorotyntsev I.E., Tyulkin D.D., Tsybizov Y.I. Development and prospects for the introduction of a low-emission combustion system for ground-based gas turbine engines and gas turbine units. *Journal of Physics Conference Series*. 2020. Vol. 1652 *15th International Scientific and Technical Conference (06-09 October 2020; Saratov, Russia)*. No. 1: 012002. DOI: 10.1088/1742-6596/1652/1/012002
- Bishop C.K., Allan W.D.E. Effects of Fuel Nozzle Condition on Gas Turbine Combustion Chamber Exit Temperature Distributions. *ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. Vol. 2 Combustion, Fuels and Emissions (June 14-18, 2010; Glasgow, UK)*. Parts A and B, pp. 1147-1157. DOI: 10.1115/GT2010-23441
- Lefebvre A.H., Ballal D.R. *Gas Turbine Combustion. Alternative Fuels and Emissions*. 3rd ed. CRC Press, 2010, 557 p.
- Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2013, no. 3-1(41), pp. 131-138.
- 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
- 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
- Postnikov A.M. *Snizheniye oksidov azota v vykhlopnykh gazakh GTU* (Reduction of nitrogen oxides in gas turbine unit exhaust gases). Samara: Samarskii nauchnyi tsentr RAN, 2002, 286 p.
- Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*. 2016, vol. 15, no. 3, pp. 90-98. DOI:10.18287/2541-7533-2016-15-3-90-98
- Muduli S.K., Mishra R.K., Mishra P.C. Assessment of Exit Temperature Pattern Factors in an Annular Gas Turbine Combustor: An Overview. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 2019, vol. 38, no. 4. DOI: 10.1515/tjj-2019-0009
- Lefebvre A.H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, vol. 107, no. 1, pp. 24-37. DOI: 10.1115/1.3239693
- Gritsenko E.A, Danil'chenko V.P, Lukachev S.V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei* (Some issues of the design of aircraft gas turbine engines), Samara, SNTs RAN, 2002, 527 p.
- 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.
- Lefebvre A.H. *Influence of Fuel Properties on Gas Turbine Combustion Performance*. AFWAL-TR-84-2104, 1985. West Lafayette, Indiana.
- de Giorgi M.G., Sciolti A., Capilongo S., Ficarella A. Experimental and Numerical Investigations on the Effect of Different Air-Fuel Mixing Strategies on the Performance of a Lean Liquid Fueled Swirled Combustor. *Energy Procedia*, 2016, vol. 101, no. 1, pp. 925-932. DOI: 10.1016/j.egypro.2016.11.117
- Danil'chenko V.P., Lukachev S.V., Kovylov Yu.L. et al. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei* (Design of aircraft gas turbine engines), Samara, SNTs RAN, 2008, 620 p.
- Zheng H., Zhang Z., Li Y., Li Z. Feature-Parameter-Criterion for Predicting Lean Blowout Limit of Gas Turbine Combustor and Bluff Body Burner. *Mathematical Problems in Engineering*, 2013, vol. 2013, no. 16. DOI: 10.1155/2013/939234
- Sadiki A., Repp S., Schneider C. et al. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustor flows. *Progress in Computational Fluid Dynamics an International Journal*, 2003, vol. 3, no. 2-4, pp. 78-88. DOI: 10.1504/PCFD.2003.003778

Статья поступила в редакцию 09.03.2023; одобрена после рецензирования 04.03.2024; принята к публикации 24.03.2024.
The article was submitted on 09.03.2023; approved after reviewing on 04.03.2024; accepted for publication on 24.03.2024.