

Научная статья  
УДК 621.43.056  
DOI: 10.34759/vst-2022-2-88-94

## ПРИМЕНЕНИЕ МНОГОПЛАМЕННОГО ГОРЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СЖИГАНИЯ ГАЗА

**Андрей Владимирович Бакланов**

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

**Аннотация.** Рассмотрена конструкция двух камер сгорания газотурбинного двигателя, работающего на природном газе. Приведены результаты исследования двух камер сгорания различающихся конструкцией фронтального устройства. Во фронтальном устройстве одной камеры сгорания размещены 32 горелки, в другой — 136 форсунок, расположенных в два яруса. Дается теоретическое объяснение особенности организации горения в камере с фронтальным устройством, в котором горелки расположены в два яруса. Представлено оборудование, на котором проведены эксперименты. Приведены результаты исследований по измерению концентрации компонентов продуктов сгорания на выходе из двух камер сгорания. Определена полнота сгорания топлива, и сделан вывод о наиболее приемлемой конструкции фронтального устройства для обеспечения максимальной полноты сгорания и минимальной концентрации окислов углерода [1].

**Ключевые слова:** камера сгорания газотурбинного двигателя, многопламенное горение топлива, полнота сгорания, выбросы вредных веществ

**Для цитирования:** Бакланов А.В. Применение многопламенного горения в камере сгорания для повышения эффективности сжигания газа // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 88-94. DOI: 10.34759/vst-2022-2-88-94

Original article

## APPLICATION OF MULTI-FLAME COMBUSTION IN COMBUSTION CHAMBER TO INCREASE THE GAS COMBUSTION EFFICIENCY

**Andrei V. Baklanov**

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

## Abstract

The presented article considers the design of two gas turbine engine combustion chambers running on natural gas. There are 32 burners in the first combustion chamber, while the second one contains 136 nozzles placed in two rows in the flame tube head.

In accordance with the fact that carbon dioxide is being formed as an intermediate substance in the process of carbon-bearing fuels oxidizing, the CO emissions control is being reduced not to this substance forming prevention, but to the problem of completing reaction of its oxidation by ensuring maximum combustion efficiency.

Technical substantiation for the multi-flame fuel combustion application was set forth. If assume that the torch length is proportional to the nozzle diameter, including the number of nozzles, which equals 136, into the calculation, the torch length will be half the length of the torch length with the number of 32 pieces.

The article adduces the results of studying two combustion chambers differing by the design of the flame tube head, presents the test-bench equipment, and describes the experimental research specifics. The results of the studies on concentration measuring of the final gas mixture components at the outlet of both combustion chambers are presented. The fuel combustion completeness was determined, and inference was drawn on most acceptable flame tube head design, which ensures maximum combustion completeness and minimum concentration of carbon oxides. This design represents the multi-nozzle combustion chamber.

The inference was drawn that the combustion efficiency growth with the combustion sources increase was associated with bothr chemical reacting acceleration and substantial improving of the air-and-fuel mixture preparation prior to its feeding to the combustion zone.

**Keywords:** gas-turbine engine combustion chamber, multi-flame burning of fuel, combustion efficiency, pollution

**For citation:** Baklanov A.V. Application of Multi-Flame Combustion in Combustion Chamber to Increase the Gas Combustion Efficiency. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 88-94. DOI: 10.34759/vst-2022-2-88-94

---

---

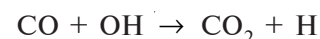
## Введение

Обеспечение эффективности сжигания топлива является важной задачей при проектировании камер сгорания газотурбинных двигателей. Коэффициент полноты сгорания определяется как отношение сгоревшего топлива ко всему топливу, поступившему в камеру сгорания. При сжигании газообразного топлива данный коэффициент должен быть равен 0,995. При таком показателе обеспечивается максимальная эффективность сжигания топлива. От него зависят топливная экономичность и КПД двигателя, а также уровень выбросов загрязняющих веществ (оксида углерода CO). По этой причине повышение эффективности сжигания углеводородных топлив является одной из наиболее актуальных задач в процессе совершенствования газотурбинной техники [2, 3], требующих от разработчиков новых способов организации горения.

## Организация процессов в камере сгорания

В процессе окисления углеродного топлива окись углерода образуется как промежуточное ве-

щество. Превращение CO в CO<sub>2</sub> практически полностью определяется элементарной реакцией [4]:



Так как эта реакция является единственной, определяющей превращение CO в CO<sub>2</sub>, то можно сделать вывод о том, что весь углерод, первоначально содержащийся в топливе, превращается в CO<sub>2</sub>. Исходя из этого, можно заключить, что для снижения уровня CO необходимо завершить реакцию его окисления путем обеспечения максимальной полноты сгорания топлива [5].

В качестве объекта исследования представлена серийная камера сгорания, устанавливаемая в газотурбинном двигателе НК-16СТ. Данный двигатель наземного применения работает на природном газе, он необходим для приведения во вращение нагнетателя газоперекачивающего агрегата.

Камера сгорания ГТД НК-16СТ (рис. 1) состоит из корпуса наружного 1, служащего сило-

вым элементом двигателя, и внутреннего 2, выполненных в виде плавных линий, формирующих безотрывный диффузор. Для подвода газообразного топлива к форсункам 5 камера сгорания оборудована газовым коллектором 3 и 32 трубопроводами 4. Процессы горения формируются в жаровой трубе 6, содержащей наружный и внутренний кожухи 7 с нанесенными отверстиями 8 и патрубками смесителей 9 для выравнивания температурного поля. Фронтное устройство 10 содержит 32 горелки 11 со струйной подачей топлива. Жаровая труба кольцевого типа состоит из нескольких секций. Охлаждение стенок конвективно-пленочное [6, 7]. Данная камера сгорания работает по принципу диффузионного сжигания топлива. Система подачи топлива одноконтурная с одновременным распределением по 32 горелкам.

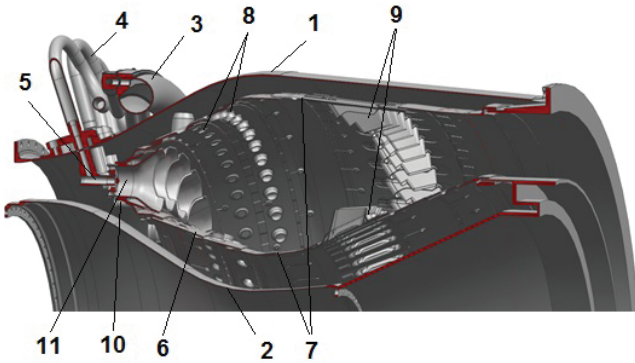


Рис. 1. Камера сгорания ГТД НК-16СТ

Существует также концепция многопламенного сжигания топлива. Она заключается в формировании двух и более рядов форсунок (горелок), за каждой из которых формируются очаги пламени.

Если условно разделить форсунку диаметром  $D_{\text{фор}}$  на определенное количество  $z$  форсунок с меньшим диаметром  $d_{\text{фор}}$  так, что площадь проходного сечения большой форсунки будет равна площади проходных сечений всех малых форсунок (рис. 2), то количество малых форсунок составит [8]

$$z = \left( \frac{D_{\text{фор}}}{d_{\text{фор}}} \right)^2. \tag{1}$$

Если предположить, что длина факела пропорциональна диаметру форсунки, то справедливым оказывается равенство:

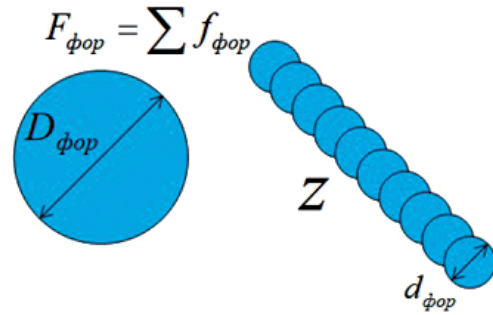


Рис. 2. Схема распределения площади одной горелки на большее количество маленьких горелок

$$L_{\text{фак}} D_{\text{фор}} = l_{\text{фак}} d_{\text{фор}} z. \tag{2}$$

Поскольку  $D_{\text{фор}} = d_{\text{фор}} z^{1/2}$ , то получаем

$$\frac{l_{\text{фак}}}{L_{\text{фак}}} = \frac{1}{z^{1/2}}. \tag{3}$$

В нашем случае, если включить в расчет количество форсунок  $z = 136$ , то получим длину факела в два раза меньшую, чем длина факела при количестве форсунок  $z = 32$  [9,10].

Этим обусловлено решение об изменении фронтной части камеры сгорания с установкой форсунок меньшего диаметра и размещении их в два яруса (рис. 3). Таким образом, в отличие от серийной камеры сгорания, разработана многофорсуночная камера с количеством форсунок, равным 136.

Исследование камер сгорания производились на стенде (рис. 4), позволяющем осуществить огневые испытания камеры с выполнением отбора проб продуктов сгорания. Стенд включает в

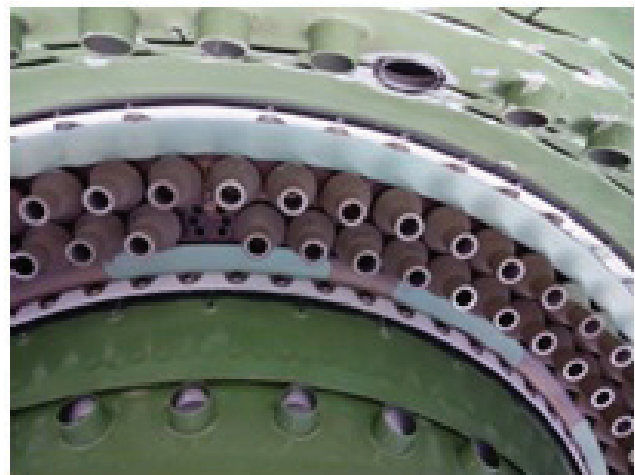


Рис. 3. Фронтное устройство многофорсуночной камеры сгорания

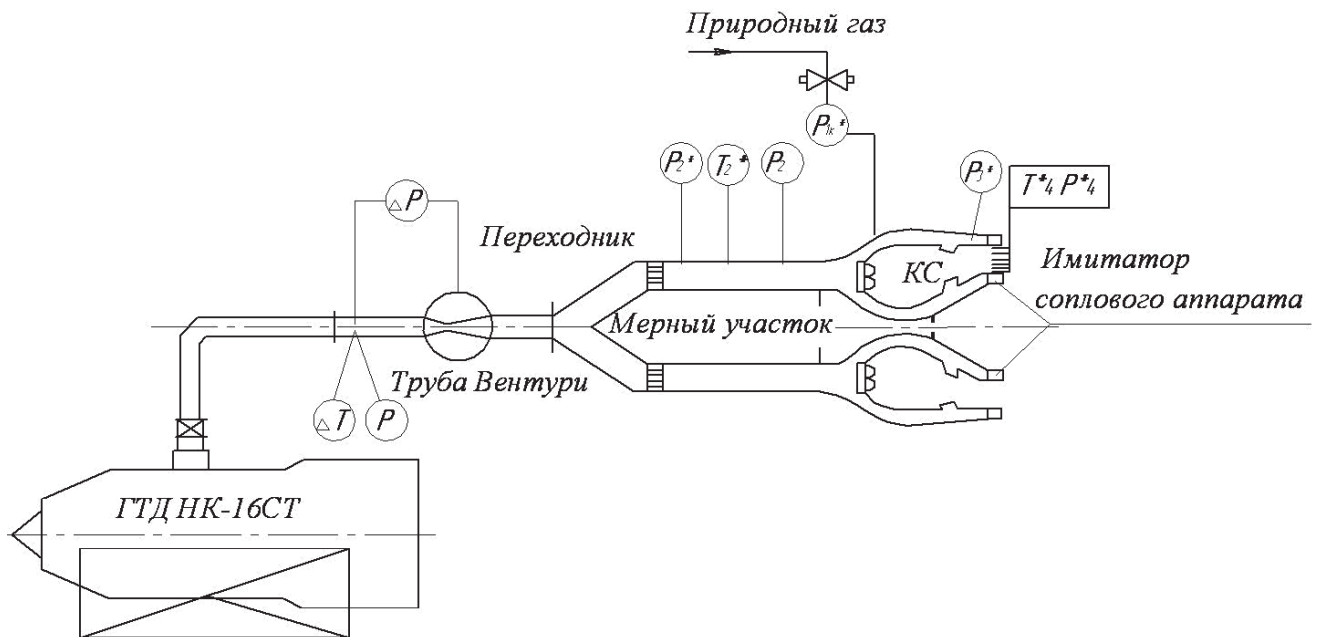


Рис. 4. Схема стенда для испытаний полноразмерных камер сгорания

себя систему, позволяющую измерять параметры в контрольных сечениях, а также регистрировать их. Воздух подводится к испытуемой камере сгорания при помощи нагнетателя, который подает сжатый воздух через канал с расходомерным устройством (труба Вентури), что позволяет определить его расход.

Стенд оснащен измерительным участком, на котором производится определение давления и температуры. Топливная магистраль обеспечивает подачу природного газа к коллектору камеры сгорания, с дальнейшим распределением по форсункам [11–15].

Исследования проводились на режимах, соответствующих трем коэффициентам избытка воздуха  $\alpha$ , равным 4, 5, 6, на каждом из которых выполнялся отбор проб продуктов сгорания и определялись концентрации основных компонентов, таких как оксиды азота  $\text{NO}_x$ , окислы углерода  $\text{CO}$  и несгоревшие углеводороды  $\text{C}_x\text{H}_y$  (результаты приведены в таблице).

Для измерения содержания компонентов  $\text{CO}$ ,  $\text{NO}_x$  и  $\text{C}_x\text{H}_y$  в продуктах сгорания использовался газоотборный зонд, который размещался на выходе из камеры (рис. 5). От газоотборного зонда пробы продуктов сгорания направляются к анализирующему устройству по герметичному трубопроводу при помощи насоса, встроенного в конструкцию газоанализатора *Testo 350* [17, 18].

Из таблицы видно, что у серийной камеры сгорания наблюдается самый высокий уровень концентрации  $\text{CO}$ , а также высокий уровень



Рис. 5. Расположение газоотборного зонда на выходе из камеры сгорания

несгоревших углеводородов, что обусловлено неполным сгоранием топлива, — недожог топлива (рис. 6).

Концентрация  $\text{NO}_x$  в обоих случаях уменьшается с увеличением коэффициента избытка воздуха, это связано со снижением температуры в камере сгорания за счет «обеднения» топливовоздушной смеси. При этом в серийной камере этот уровень на 7,5% ниже, чем в многофорсунной.

Характер изменения концентрации  $\text{CO}$  в рассмотренных камерах не одинаков. При этом самое минимальное расхождение — в два раза, а максимальное — в 6,5 раз.

**Концентрации токсичных веществ  
в продуктах сгорания**

Серийная камера сгорания			
$\alpha$	4	5	6
O <sub>2</sub> , %	14,79	16,29	17,21
CO, ppm	1291	837	863
NO <sub>x</sub> , ppm	21	14	11
NO <sub>2</sub> , ppm	15,2	9,3	7,9
C <sub>x</sub> H <sub>y</sub> , ppm	390	800	1000
NO, ppm	5	4	3
Многофорсуночная камера сгорания			
$\alpha$	4	5	6
O <sub>2</sub> , %	14,86	16,03	16,9
CO, ppm	232	480	352
NO <sub>x</sub> , ppm	26	22	18
NO <sub>2</sub> , ppm	5,7	9,4	9
C <sub>x</sub> H <sub>y</sub> , ppm	50	80	100
NO, ppm	20	12	9

Для определения полноты сгорания топлива, учитывающей только химический недожог метана, в зависимости от коэффициента избытка воздуха  $\alpha$  использовалась зависимость [19]

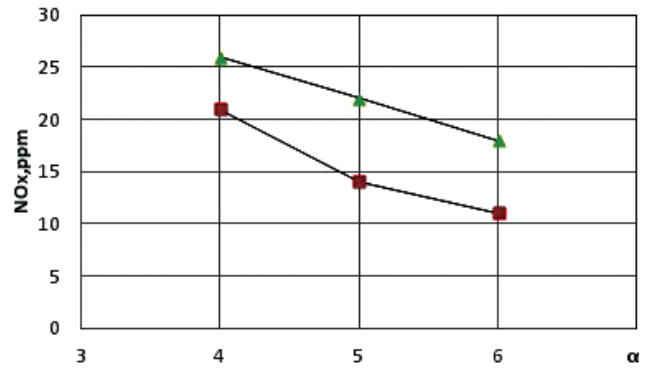
$$\eta_r = 1 - (0,20175 \cdot EI_{CO} + EI_{CH_4}) \cdot 10^{-3}, \quad (4)$$

где  $EI_{CO}$ ,  $EI_{CH_4}$  — индексы эмиссии окиси углерода и метана; коэффициент 0,20175 учитывает отношение низшей теплоты сгорания окиси углерода  $Q_H^{CO} = 10096$  кДж/кг к низшей теплоте сгорания метана  $Q_H^{CH_4} = 50042$  кДж/кг при стандартных условиях.

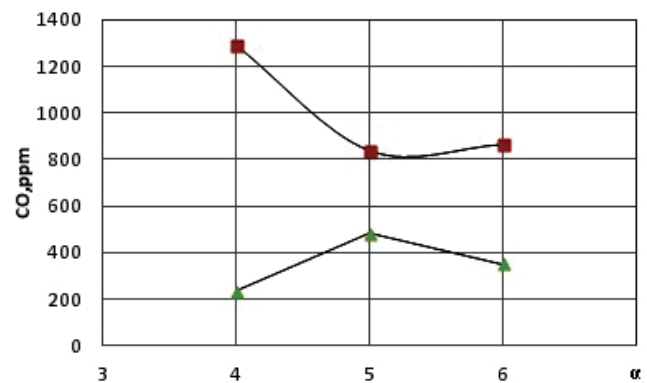
Расчет индексов эмиссии  $EI_i$  окиси углерода, несгоревших углеводородов выполнялся при помощи зависимости

$$EI_i = \frac{\mu_i}{\mu_B} (1 - \alpha_i \cdot L_0) \cdot \chi_i \cdot 10^{-3}, \quad (5)$$

где  $L_0$  — стехиометрический коэффициент сгорания метана (1 кг воздуха на 1 кг топлива);  $\alpha_i$  — коэффициент избытка воздуха;  $\mu_i$  — молярная масса вещества (CO и CH<sub>4</sub>);  $\mu_B$  — молярная масса воздуха;  $\chi_i$  — объемная доля вещества, определенная газоанализатором (ppm) [20].



а)



б)

Рис. 6. Зависимость концентрации выбросов NO<sub>x</sub> (а) и CO (б) от  $\alpha$ : ■ — серийная камера сгорания; ▲ — многофорсуночная камера сгорания

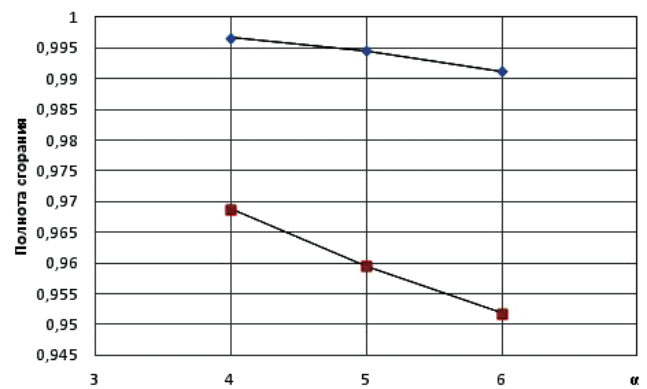


Рис. 7. Полнота сгорания топлива в камере сгорания: ◆ — многофорсуночная камера сгорания; ■ — серийная камера сгорания

Из рис. 7 видно, что по мере увеличения коэффициента избытка воздуха полнота сгорания закономерно падает. Уровень полноты сгорания топлива в многофорсуночной камере сгорания более высокий по сравнению с серийной камерой сгорания.

Очевидно, рост полноты сгорания с увеличением очагов горения связан как с ускорением

химического реагирования, так и со значительным улучшением подготовки топливно-воздушной смеси перед подачей в зону горения.

### Выводы

Исследования, проведенные с многофорсунной камерой сгорания, показали более высокое значение полноты сгорания топлива и минимальные концентрации СО по сравнению с серийной камерой. Применение многопламенного горения в камере сгорания является экспериментально доказанным способом повышения эффективности сжигания газа.

### Список источников

1. *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
2. *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.
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.
4. *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.
5. *Бакланов А.В., Маркушин А.Н., Цыганов Н.Е.* Влияние формы насадка вихревой горелки на смешение в закрученной струе // *Вестник Казанского технического университета им. А.Н. Туполева*. 2014. № 3. С. 13-18.
6. *Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В.* и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. — Самара: СНЦ РАН, 2002. — 527 с.
7. *Мингазов Б.Г., Бакланов А.В.* Исследование стабилизации пламени в модельной камере сгорания ГТД // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2016. № 3. С. 106-110.
8. *Данильченко В.П., Ковылов Ю.Л., Постников А.М.* и др. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. — Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. — 620 с.
9. *Sadiki A., Repp S., Schneider C., Dreizler A., Janicka J.* Numerical and experimental investigations of confinedswirling combustions flows // *Computational Fluid Dynamics, an International Journal*. 2003. Vol. 3. No. 2-4, pp. 78-88.
10. *Gokulakrishnan P., Fuller C.C., Klassen M.S.* et al. Experiments and modeling of propane combustion with vitiation // *Combustion and Flame*. 2014. Vol. 161. No. 8, pp. 2038-2053. DOI: 10.1016/j.combustflame.2014.01.024
11. *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. DOI: 10.1155/2013/939234
12. *Roy G.D., Frolov S.M., Netzer D.W., Borisov A.A.* High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Control // *International Colloquium on Control and Detonation Processes Held (4-7 July 2000; Moscow, Russia)*. Moscow, ELEX-KM Publishers, 2001, 384 p.
13. *Lieuwen T.C., Yang V.* (eds) *Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling*. - AIAA, Reston, VA 20191-4344, USA. 2005. Vol. 210. — 657 p. DOI: 10.2514/4.866807
14. *Kiesewetter F., Konle M., Sattelmayer T.* Analysis of Combustion Induced Vortex Breakdown Driven Flashback in a Premix Burner with Cylindrical Mixing Zone // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2007. Vol. 129. No. 4, pp. 929-936. DOI: 10.1115/1.2747259
15. *Acharya V.S., Lieuwen T.C.* Role of azimuthal flow fluctuations on flow dynamics and global flame response of axisymmetric swirling flames // *52nd Aerospace Sciences Meeting (13-17 January 2014; National Harbor, Maryland, USA)*, pp. 13-17. DOI: 10.2514/6.2014-0654
16. *Мингазов Б.Г., Явкин В.Б., Сабирзянов А.Н., Бакланов А.В.* Анализ применимости моделей горения для расчёта многофорсунной камеры сгорания ГТД // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2011. № 5(29). С. 208-214.
17. *Бакланов А.В.* Поэтапная доводка камеры сгорания газотурбинного двигателя, работающей в условиях форсирования скорости воздуха на выходе из компрессора // *Вестник Московского авиационного института*. 2017. Т. 24. № 3. С. 13-22.
18. *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.
19. *Канило П.М., Подгорный А.Н., Христич В.А.* Энергетические и экологические характеристики ГТД при использовании углеводородных топлив и водорода. — Киев: Наукова думка, 1987. — 224 с.
20. *Durbin M.D., Vangsness M.D., Ballal D.R., Katta V.R.* Study of Flame Stability in a Step Swirl Combustor // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 1996. Vol. 118. No. 2, pp. 308- 315. DOI: 10.1115/1.2816592

## References

- 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. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnye ustanovki nazemnogo primeneniya* (Aviation gas turbine engines conversion into ground application gas turbine installations), Samara, SNTs RAN, 2004, 266 p.
- Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2016, vol. 15, no. 3, pp. 81–89.
- Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnyykh dvigatelei: konstruktsiya, modelirovanie protsessov i raschet* (Combustion chambers of gas turbine engines: design, process modeling and calculation), 2nd edition, Kazan, Kazanskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2006, 219 p.
- Baklanov A.V., Markushin A.N., Tsyganov N.E. *Vestnik Kazanskogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2014, no. 3, pp. 13–18.
- Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinnyykh dvigatelei* (Some issues of aviation gas turbine engines design), Samara, SNTs RAN, 2002, 527 p.
- Mingazov B.G., Baklanov A.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2016, no. 3, pp. 106–110.
- Danil'chenko V.P., Kovylov Yu.L., Postnikov A.M. et al. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnyykh dvigatelei*. Samara, SNTs RAN, 2008, 620 p.
- Sadiki A., Repp S., Schneider C., Dreizler A., Janicka J. Numerical and experimental investigations of confinedswirling combustions flows. *Computational Fluid Dynamics, an International Journal*, 2003, vol. 3, no. 2–4, pp. 78–88.
- Gokulakrishnan P., Fuller C.C., Klassen M.S. et al. Experiments and modeling of propane combustion with vitiation. *Combustion and Flame*, 2014, vol. 161, no. 8, pp. 2038–2053. DOI: 10.1016/j.combustflame.2014.01.024
- 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. DOI: 10.1155/2013/939234
- Roy G.D., Frolov S.M., Netzer D.W., Borisov A.A. High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Control. *International Colloquium on Control and Detonation Processes Held (4–7 July 2000; Moscow, Russia)*. Moscow, ELEX-KM Publishers, 2001, 384 p.
- Lieuwen T.C., Yang V. (eds) *Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling*. AIAA, Reston, VA 20191-4344, USA, 2005, vol. 210, 657 p. DOI: 10.2514/4.866807
- Kiesewetter F., Konle M., Sattelmayer T. Analysis of Combustion Induced Vortex Breakdown Driven Flashback in a Premix Burner with Cylindrical Mixing Zone. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2007, vol. 129, no. 4, pp. 929–936. DOI: 10.1115/1.2747259
- Acharya V.S., Lieuwen T.C. Role of azimuthal flow fluctuations on flow dynamics and global flame response of axisymmetric swirling flames. *52nd Aerospace Sciences Meeting (13–17 January 2014; National Harbor, Maryland, USA)*, pp. 13–17. DOI: 10.2514/6.2014-0654
- Mingazov B.G., Yavkin V.B., Sabirzyanov A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2011, no. 5(29), pp. 208–214.
- Baklanov A.V. Stepwise gas turbine engine combustion chamber development in conditions of air velocity forcing at compressor outlet. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 13–22.
- Baklanov A.V. Low-emission combustion chamber of diffusion type employing micro flame burning process for converted aircraft gas turbine engine. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 57–68.
- Kanilo P.M., Podgornyi A.N., Khristich V.A. *Energeticheskie i ekologicheskie kharakteristiki GTD pri ispol'zovanii uglevodorodnykh topliv i vodoroda* (Energy and environmental characteristics of gas turbine engines using hydrocarbon fuels and hydrogen), Kiev, Naukova dumka, 1987, 224 p.
- Durbin M.D., Vangsness M.D., Ballal D.R., Katta V.R. Study of Flame Stability in a Step Swirl Combustor. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1996, vol. 118, no. 2, pp. 308–315. DOI: 10.1115/1.2816592

Статья поступила в редакцию 21.11.2021; одобрена после рецензирования 26.02.2022; принята к публикации 26.02.2022.

The article was submitted on 21.11.2021; approved after reviewing on 26.02.2022; accepted for publication on 26.02.2022.