

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ ГОРЕЛКИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Бакланов А.В.

*Казанское моторостроительное производственное объединение,
ул. Дементьева, 1, Казань, 420036, Россия
e-mail: andrejbaklanov@bk.ru*

Статья поступила в редакцию 03.02.2021

Экспериментально решается проблема снижения выбросов вредных загрязняющих веществ на выходе из камеры сгорания. Представлено описание стендового оборудования. Рассмотрены три варианта горелок, различающихся конструкцией соплового насадка, при этом геометрия завихрителя и распылителя остается неизменной. Представлены результаты огневых испытаний трех горелок с различными сопловыми насадками. Произведено сравнение структуры пламени. Выполнена оценка параметров горелок, и выбрана горелка, имеющая минимальное значение концентрации оксидов азота и оксидов углерода в пробах продуктов сгорания. Исследовано температурное поле на выходе из отсека камеры сгорания с тремя видами горелок. Представлены результаты измерения выбросов вредных загрязняющих веществ на выходе из отсека с горелками различного конструктивного исполнения. Определена полнота сгорания. По результатам проведенных работ сделаны выводы о наиболее приемлемом для использования на двигателе варианте горелки.

Ключевые слова: камера сгорания, диффузионное горение, эксперимент, форсунка, горелка, экология.

Введение

В настоящее время существует большое количество расчетных программ, позволяющих выполнить моделирование внутрикамерных процессов, однако экспериментальные исследования остаются неотъемлемой частью создания и доводки камер сгорания ГТД [1, 2]. Одним из наиболее важных требований при работе камеры является обеспечение высокой полноты сгорания топлива, так как от нее зависят топливная экономичность и КПД двигателя, уровень выбросов загрязняющих веществ (оксида углерода СО). В связи с этим повышение эффективности сжигания углеводородных топлив — это одно из необходимых условий совершенствования газотурбинной техники [3, 4].

В качестве объекта исследования используется горелка камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ, работающая на газообразном топливе.

На первом этапе исследовалось три варианта горелок, различающихся геометрией соплового насадка. Горелка №1 включает в себя лопаточный

завихритель с углом установки лопаток в 45° и диффузорным насадком на выходе из завихрителя. Горелка №2 имеет цилиндрический насадок, соответствующий диаметру завихрителя, а горелка №3 имеет конфузорный насадок с диаметром выходного сопла 27 мм. В центре завихрителя каждой горелки установлена форсунка, обеспечивающая струйный распыл топлива (рис. 1).

Первый этап исследований заключался в определении температуры пламени вдоль факела горелки. Исследования проводились на стенде (рис. 2). Работа стенда осуществляется следующим образом. Воздух при помощи воздушного насоса поступает на вход в расходомерный участок, представляющий собой цилиндрический канал с установленным в нем критическим соплом. Далее воздух проходит в подогреватель (электрическую печь), а затем направляется к горелке. При этом в воздушной магистрали, по которой движется воздух, осуществляется измерение температуры и давления. Топливо к форсункам подается по топливной магистрали стенда.

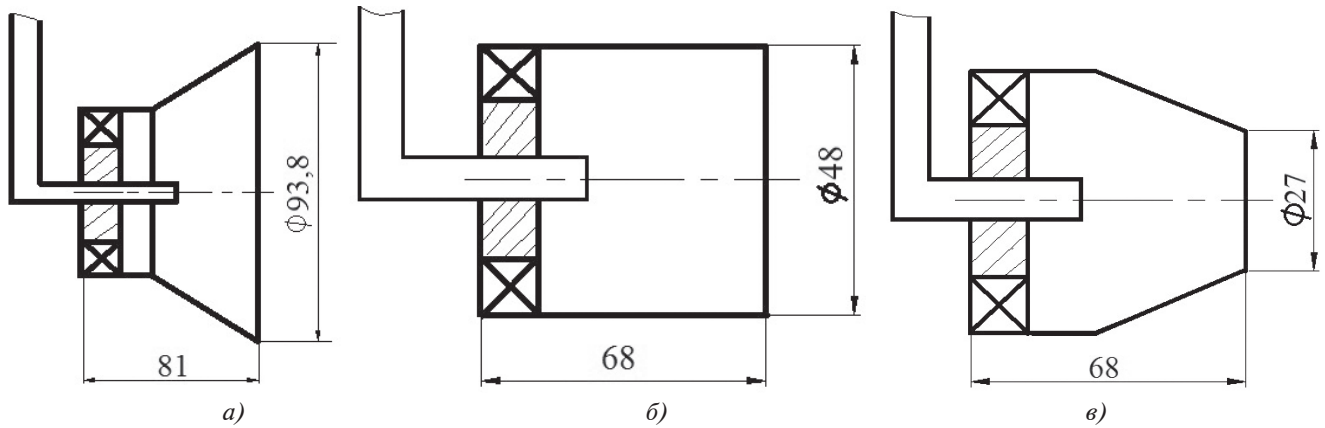
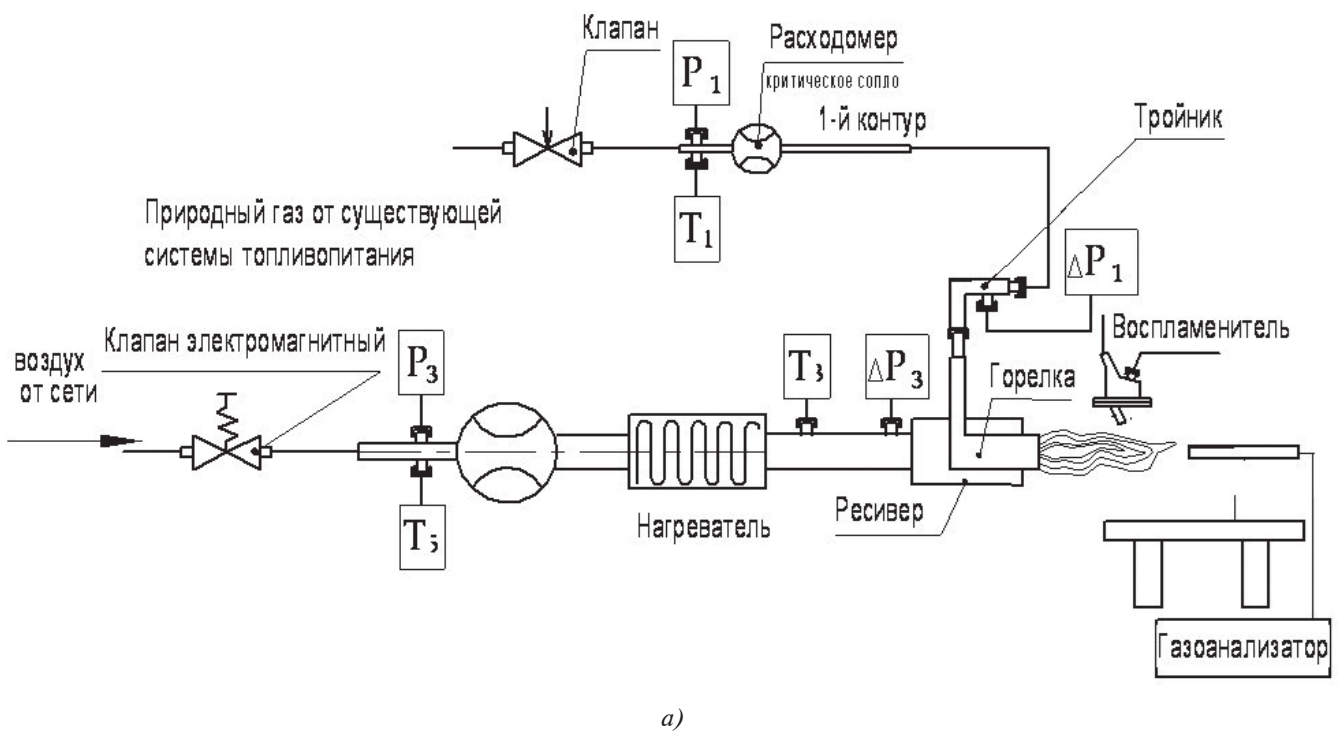


Рис. 1. Конструкция горелки: а — горелка №1; б — горелка №2; в — горелка №3



а)



б)

Рис. 2. Стенд испытаний горелок (а) и горелка (б)

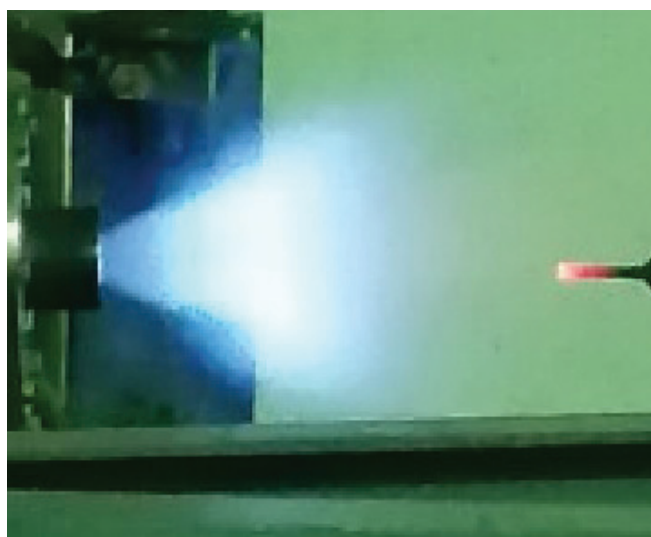
Для обеспечения регулирования, измерения параметров и их регистрации стенд оборудован соответствующими системами. Управление работой стенда осуществляется с пульта, находящегося за пределами помещения, в котором установлен стенд.

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

В результате проведения эксперимента выявлено (рис. 3), что при работе горелки №1 с диффузорным насадком фронт пламени стабилизируются



а)



б)



в)

Рис. 3. Факел пламени за горелкой: а — горелка №1; б — горелка №2; в — горелка №3

ется внутри диффузора с видимым пустотелым ядром, представляющим зону обратных токов.

За горелкой №2 факел формируется в виде конуса с зоной обратных токов, отодвинутой от среза цилиндрического насадка.

За горелкой №3 факел отодвинут от среза конфузрного насадка.

Цвет пламени трех горелок бледно-голубой, что свидетельствует о качественном перемешивании топлива и воздуха, подводимых в горелку [5].

Измерение температуры пламени вдоль оси горелки показал, что у горелок №1 и 2 общий характер распределения, но различные уровни температур. Отмечается снижение уровня температуры при удалении от горелки с максимумом температур в диапазоне от 0 до 50 мм (рис. 4). У горелки №3 наблюдается низкая температура у среза сопла и ее возрастание в диапазоне от 40 до 100 мм.

Для проверки параметров в условиях, соответствующих геометрии камеры сгорания, дальнейшие исследования были проведены в отсеке камеры сгорания.

Отсек, представляющий собой 1/8 часть полноразмерной камеры сгорания, рассчитан на размещение четырех горелок, он состоит из наружного и внутреннего корпусов и жаровой трубы с фронтальным устройством, в котором устанавливаются форсунки. Жаровая труба ограничена с обеих сторон боковыми охлаждаемыми стенками (рис. 5).

На выходе из отсека определялась полнота сгорания, выбросы оксидов азота и оксида углерода, а также снимались параметры температурного поля [6].

Исследование отсеков камеры сгорания производилось на стенде (рис. 6), оборудованном необходимыми системами измерения параметров и их регистрации. В состав стенда входит нагнетатель воздуха, который служит для подвода сжатого воздуха к испытываемому отсеку камеры сгорания 3. Воздух направляется нагнетателем по трубопроводу в центральную магистраль 1. Расход воздуха измеряется расходомерным устройством. Стенд оснащен измерительным участком 2 с регистрацией показаний датчиков давления 4, 5, температура воздуха контролируется термопарой группы хромель-алюмель 6. Топливо (природный газ) подается по топливной системе 7 к топливному коллектору 8 отсека камеры сгорания, а затем попадает во фронтальное устройство и форсунки [7–10].

Исследования проводились на четырех режимах, соответствующих изменению коэффициента избытка воздуха α от 4 до 7.

При измерениях состава продуктов сгорания CO и NO_x и C_xH_y использовался «одноточечный» газоотборный зонд 9, который размещался на выходе из отсека. Транспортировка пробы про-

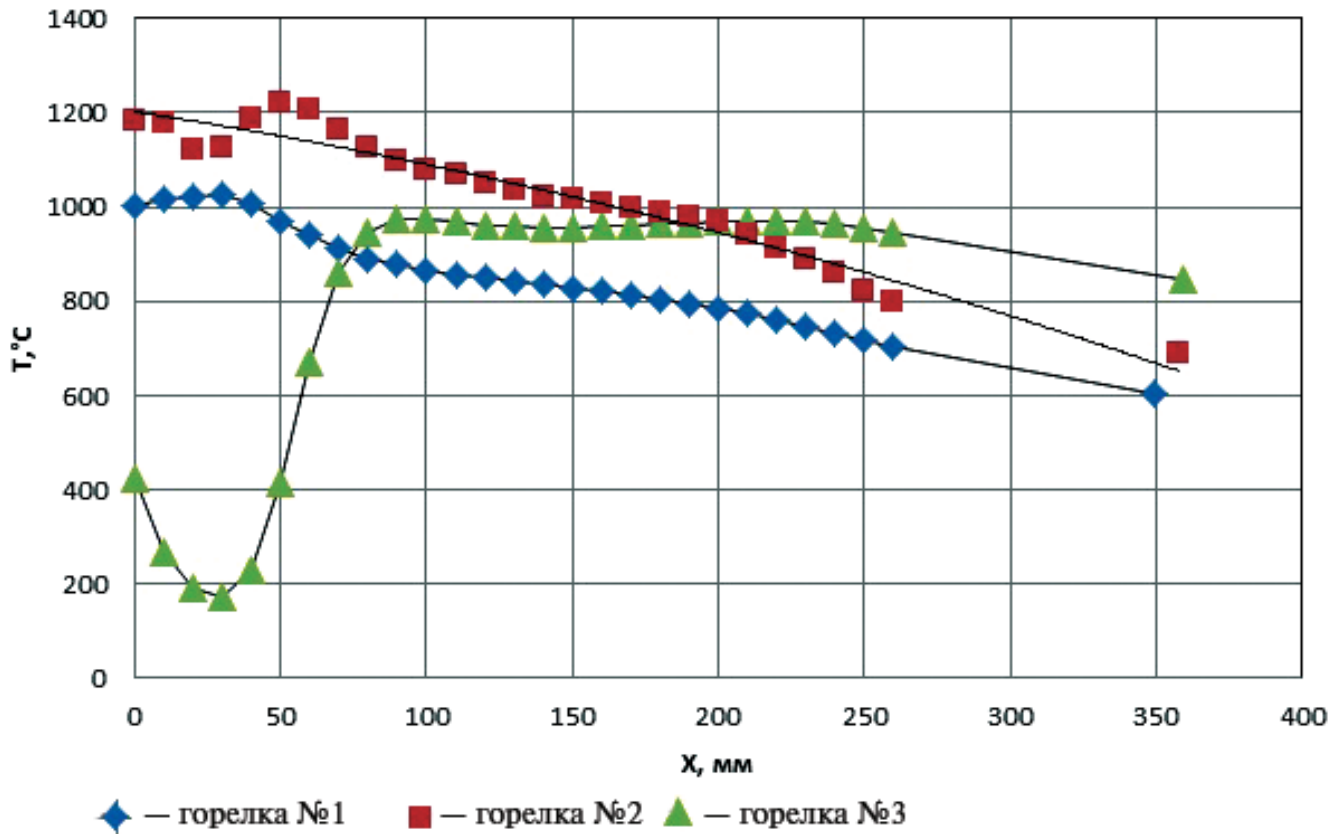
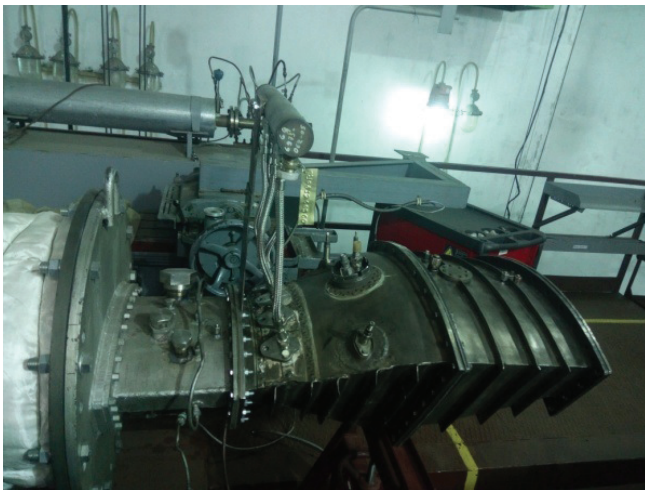


Рис. 4. Распределение температуры вдоль оси горелки при $\alpha = 0,8$



а)



б)

Рис. 5. Отсек камеры сгорания, установленный на стенде (а), жаровая часть отсека (б)

дуктов сгорания от зонда до анализирующего оборудования осуществлялась по герметичной магистрали 10 за счёт скоростного напора газового потока на выходе из камеры и насоса, встроенного в газоанализатор 11 testo 350 [11–14].

Для определения радиальной неравномерности температурного поля в выходном сечении отсека устанавливается шеститочечная гребенка термопар 12 (рис. 7), данные с которой направ-

ляются на регистрирующее оборудование 13 (см. рис. 6)

Результаты измерения концентраций токсичных веществ и несгоревших углеводородов в продуктах сгорания занесены в таблицу.

Из таблицы видно, что у горелки №1 наблюдается самый высокий уровень концентрации NO_x , CO, а также высокий уровень недожога топлива C_xH_y [15–18].

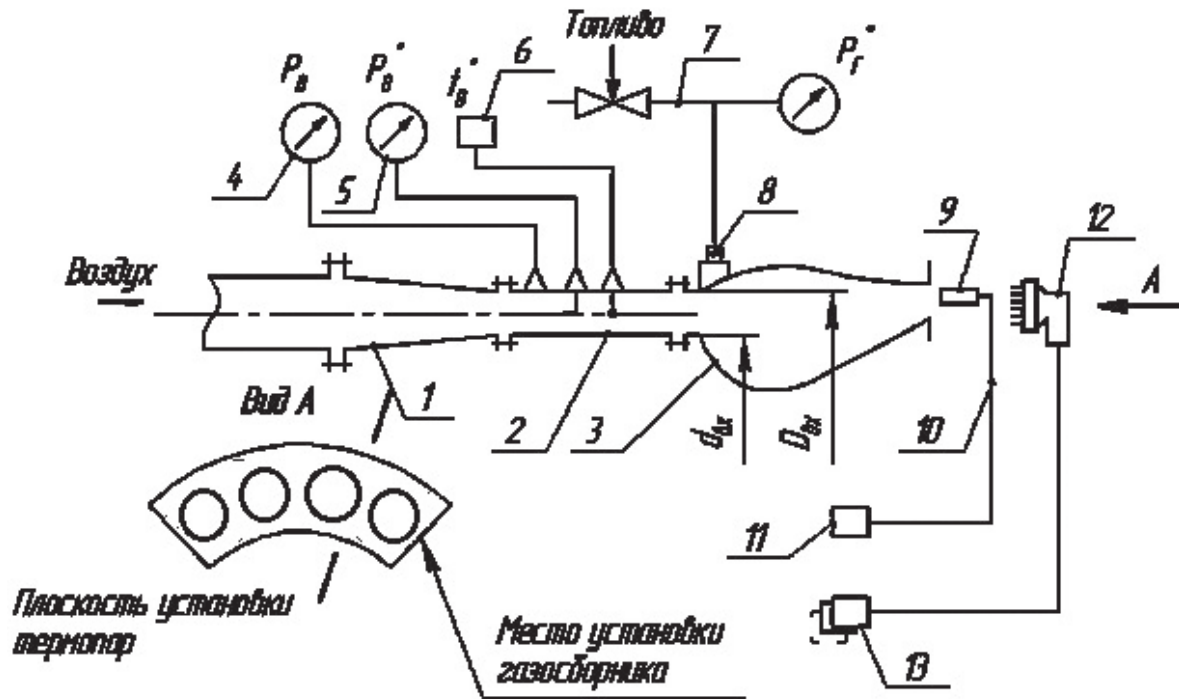


Рис. 6. Стенд для исследования отсеков камеры сгорания



а)

Рис. 7. Схема установки: а — газоотборный зонд; б — гребенка термопар



б)

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

$$\eta_{\Gamma} = 1 - (0,20175 \cdot EI_{\text{CO}} + EI_{\text{CH}_4}) \cdot 10^{-3}, \quad (1)$$

где EI_{CO} , EI_{CH_4} — индексы эмиссии окиси углерода и метана; коэффициент 0,20175 учитывает отношение низшей теплоты сгорания окиси углерода $Q_{\text{H}}^{\text{CO}} = 10096$ кДж/кг к низшей теплоте сгорания метана $Q_{\text{H}}^{\text{CH}_4} = 50042$ кДж/кг при стандартных условиях.

Индексы эмиссии EI_i для окиси углерода, окислов азота и несгоревших углеводородов (метана) рассчитывались по уравнению

$$EI_i = \frac{\mu_i}{\mu_{\text{B}}} (1 - \alpha_i \cdot L_0) \cdot \chi_i \cdot 10^{-3}, \quad (2)$$

где $L_0 = 17,1971$ — стехиометрический коэффициент сгорания метана (кг воздуха / кг топлива); α_i — суммарный или местный коэффициент из-

Горелка №1				
α	4	5	6	7
CO, ppm	158	459	690	760
NO _x , ppm	32	27	22	18
C _x H _y , ppm	400	260	220	310
Горелка №2				
CO, ppm	357	270	195	193
NO _x , ppm	25	21	18	15
C _x H _y , ppm	250	230	240	230
Горелка №3				
CO, ppm	187	294	221	187
NO _x , ppm	11	16	13	11
C _x H _y , ppm	160	250	210	160

бытка воздуха; μ_i – молярная масса определяемого токсичного вещества (CO, NO_x и CH₄); μ_B – молярная масса воздуха; χ_i – объемная доля токсичного вещества (ppm).

Из рис. 8 видно, что с увеличением коэффициента избытка воздуха α полнота сгорания η в

отсеках с двумя типами горелок № 1 и 2 уменьшается, однако у отсека с горелкой №3 полнота сгорания с увеличением коэффициента избытка воздуха α начинает возрастать.

Результаты определения температуры на выходе из отсека показали, что горелки №2 и 3 фор-

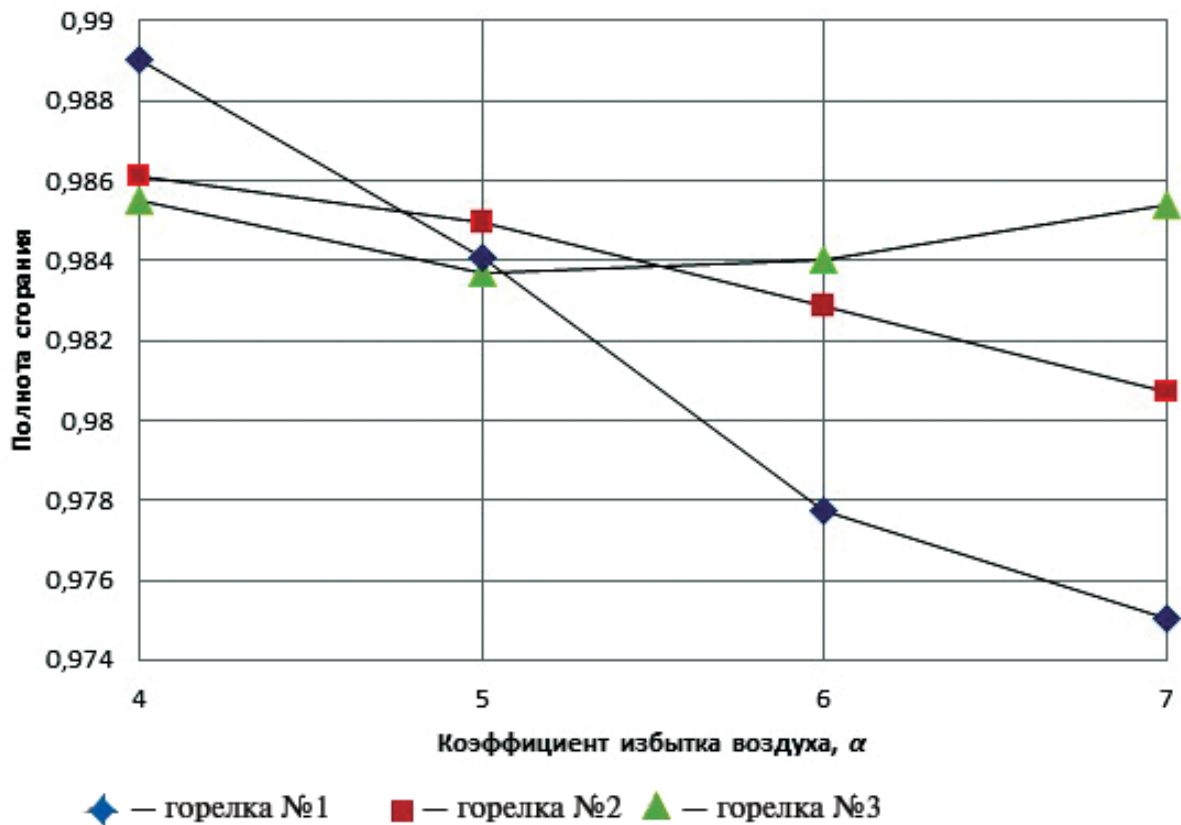
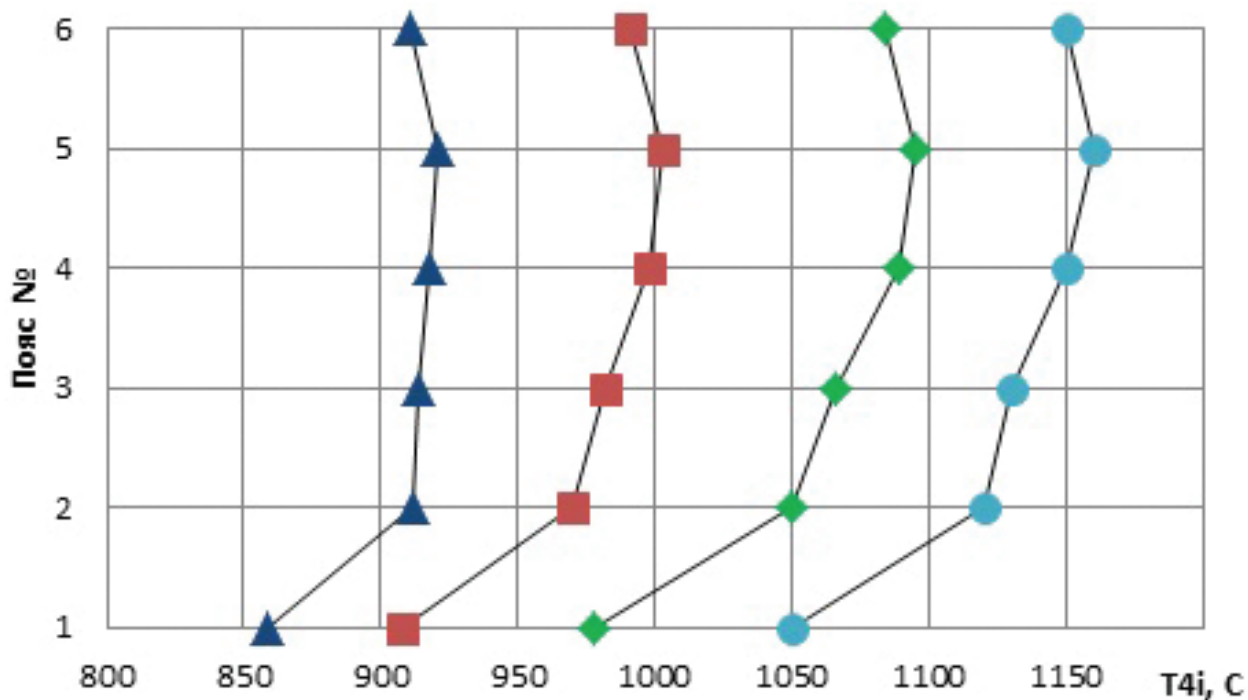


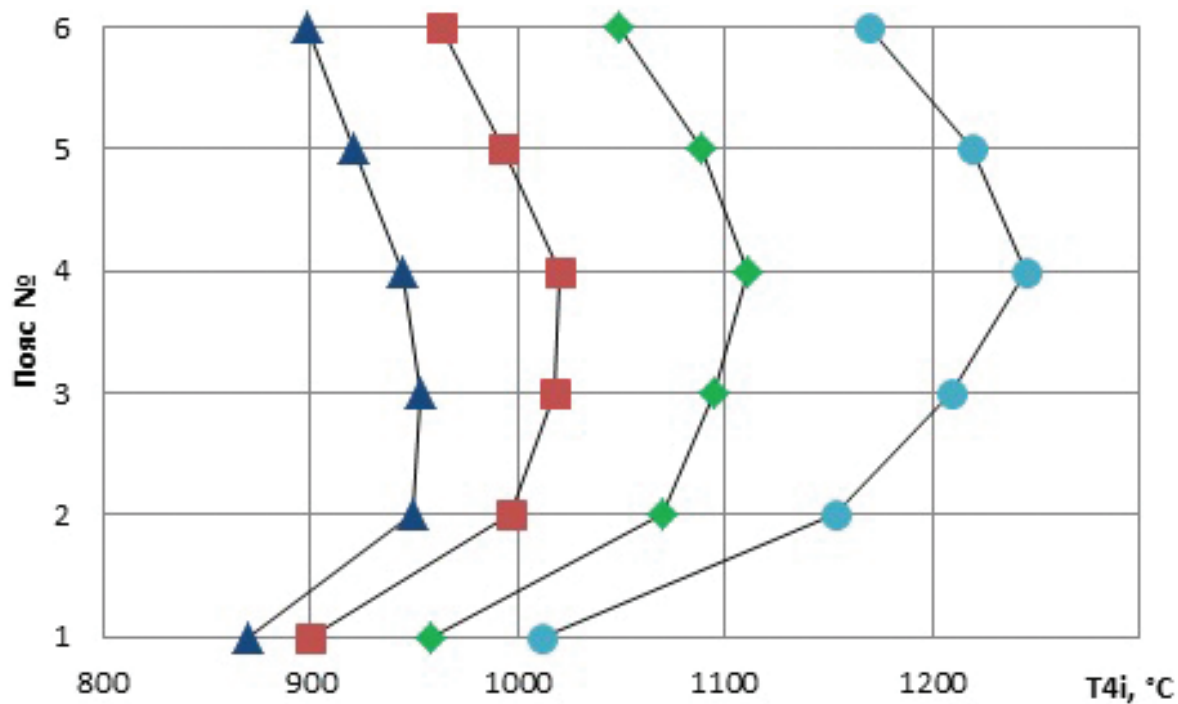
Рис. 8. Полнота сгорания топлива

мируют более горячее ядро потока, при $\alpha = 4$ выше 1200°C , что отражается в виде максимума температуры на третьем и четвертом поясах (рис. 9, б, в). При этом в первом и шестом поясах температура ниже, что является классическим распределением, обеспечивающим надежную работу турбины [20].

Горелка №1 формирует более широкое ядро потока, в связи с чем на четвертом и шестом поясах уровень температур имеет практически равные значения. Температура при $\alpha = 4$ не превышает 1160°C , что согласуется с данными, полученными при определении полноты сгорания.

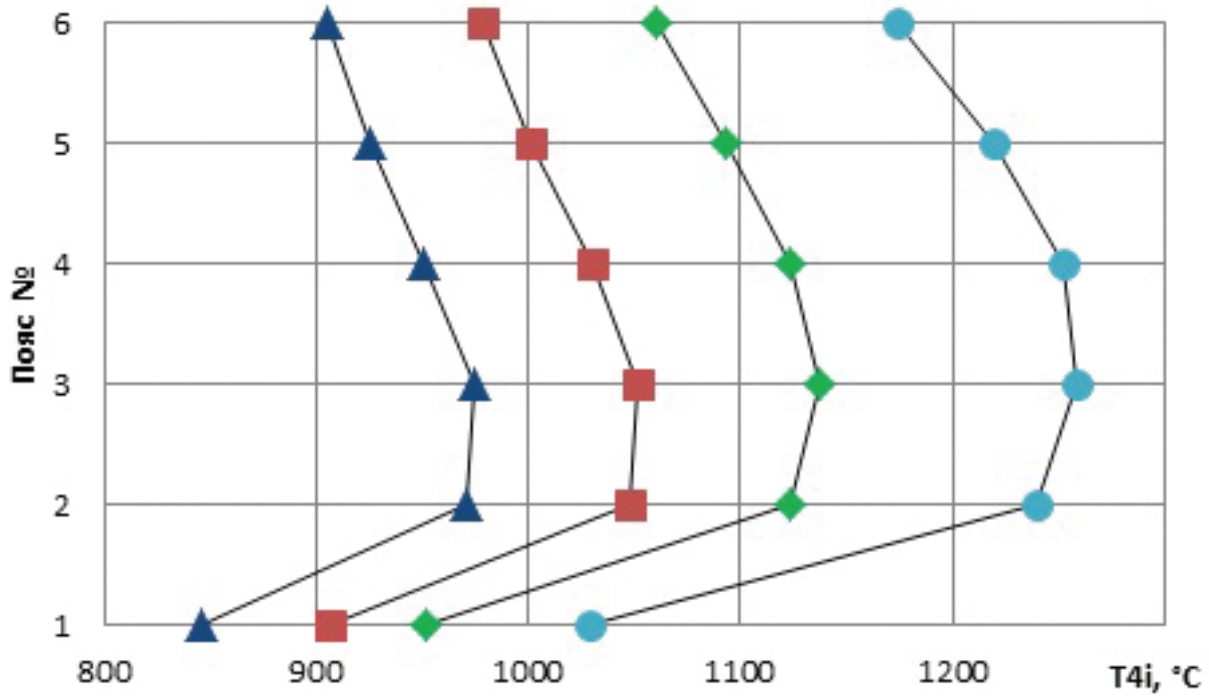


а)



б)

Рис. 9 (начало)



в)

Рис. 9. Радиальная эпюра температуры на выходе из отсека: а — горелка №1; б — горелка №2; в — горелка №3; ▲ — $\alpha = 7$; ■ — $\alpha = 6$; ◆ — $\alpha = 5$; ● — $\alpha = 4$

Выводы

1. Изменение конструкции соплового насадка в горелке позволяет изменить характеристики камеры сгорания.

2. Наиболее приемлемой для использования в камере сгорания является горелка с конфузорным сопловым насадком, так как она обеспечивает высокие значения полноты сгорания топлива и низкие концентрации выбросов токсичных веществ при классическом распределении радиальной температуры.

3. Разработан комплекс мероприятий по проверке эффективности конструкции горелки камеры сгорания ГТД.

Библиографический список

1. Мингазов Б.Г., Явкин В.Б., Сабирзянов А.Н., Бакланов А.В. Анализ применимости моделей горения для расчёта многофорсуночной камеры сгорания ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5 (29). С. 208-214.
2. Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б., Александров Ю.Б., Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Моделирование эмиссионных характеристик камер сгорания ГТД // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2014. № 2. С. 62-70.
3. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. Third Edition. — CRC Press. Taylor & Francis Group, LLC, 2010. — 557 p.
4. 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.
5. 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.
6. 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.
7. Орлов М.Ю., Анисимов В.М., Коломзаров О.В. Доводка конструкции камеры сгорания газотурбинного двигателя с тороидальной зоной рециркуляции // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 97-106.
8. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // Вестник Са-

- марского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3-1(41). С. 131-138.
9. *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.
 10. *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. 16, pp. 1-17. Article ID 939234. DOI: 10.1155/2013/939234
 11. *Sadiki A., Repp S., Schneider C., Dreizler A., Janicka J.* Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions // *Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal*. 2003. Vol. 3. No. 2-4, pp. 78-88. DOI: 10.1504/PCFD.2003.003778
 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)*. ELEX-KM Publishers, 2001, 384 p. URL: <http://hdl.handle.net/10945/63196>
 13. *Kiesewetter F., Konle M., Sattelmayer T.* Analysis of Combustion Induced Vortex Breakdown Driven Flashback in a Premix Burner with Cylindrical Mixing Zone // *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2007. Vol. 129. Issue 4, pp. 929–936. DOI: /10.1115/1.2747259
 14. *Lieuwen T.C., Yang V.* Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling // *Astronautics and Aeronautics*. 2005. Vol. 210, 657 p.
 15. *Acharya V., Lieuwen T.* 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)*. AIAA 2014-0654. DOI: 10.2514/6.2014-0654
 16. *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
 17. *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
 18. *Gokulakrishnan P., Fuller C.C., Klassen M.S., Joklik R.G., Kochar Y.N., Vaden S.N., Seitzman J.M.* 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
 19. *Канило П.М.* Энергетические и экологические характеристики ГТД при использовании углеводородных топлив и водорода. — Киев: Наукова думка, 1987. — 224 с.
 20. *Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л.* и др. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. — Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. — 620 с.

BURNER GEOMETRY IMPACT ON GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER CHARACTERISTICS

Baklanov A.V.

*Kazan Motor Production Association,
1, Dementyeva str., Kazan, 420036, Russia
e-mail: andreybaklanov@bk.ru*

Abstract

Fuel burning in the combustion chamber is being accompanied by toxic substances formation. Carbon oxides, having deleterious effect on both human and environment, represent a particular danger among them. In this regard, the article solves an actual problem of determining the optimal combustion chamber gaseous fuel supply to ensure low carbon oxide emission.

The article presents the experimental solution of the emission reduction of the deleterious and polluting

substances at the combustion chamber outlet, and the test bench equipment description. It considers three options of burners, differing by the nozzle extension design. The atomizer geometry remains unchanged. The article presents the results of firing test of the three burners with different nozzle extensions. The flame structure comparison of the three burners was performed. Parameters estimation of the burners was carried out, and the burner with minimum value of nitrogen oxide and carbon oxide in the combustion

products samples was selected. Temperature field at the outlet of the combustion chamber bay with three types of burners was studied. The article presents the results of deleterious and polluting substances emissions measurements from the bay with the burners of various design. Combustion efficiency was determined as well.

Inferences on the burner option most acceptable for implementation with the engine were drawn by the results of the performed work.

Keywords: combustion chamber, diffusion combustion, experiment, nozzle, burner, ecology.

References

1. Mingazov B.G., Yavkin V.B., Sabirzyanov A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*, 2011, no. 5(29), pp. 208-214.
2. Sabirzyanov A.N., Yavkin V.B., Aleksandrov Yu.B., Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*, 2014, no. 2, pp. 62-70.
3. Lefebvre A.H., Ballal D.R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*. Third Edition. CRC Press. Taylor & Francis Group, LLC, 2010, 557 p.
4. Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V. et al. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnye ustanovki nazemnogo primeneniya (Aviation gas turbine engines converting into land-based gas turbines)*, Samara, SNTs RAN, 2004, 266 p.
5. 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.
6. Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2016, vol. 15, no. 3, pp. 81-89.
7. Orlov M.Yu., Anisimov V.M., Kolomzarov O.V. Design refinement of combustion chamber of gas turbine engine with toroid recirculation zone. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 97-106.
8. 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.
9. Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinnykh dvigatelei (Some issues of the aircraft gas turbine engines design)*, Samara, SNTs RAN, 2002, 527 p.
10. 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. 16, pp. 1-17. DOI: 10.1155/2013/939234
11. Sadiki A., Repp S., Schneider C., Dreizler A., Janicka J. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions. *Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal*, 2003, vol. 3, no. 2-4, pp. 78-88. DOI: 10.1504/PCFD.2003.003778
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)*. ELEX-KM Publishers, 2001, 384 p. URL: <http://hdl.handle.net/10945/63196>
13. Kiesewetter F., Konle M., Sattelmayer T. Analysis of Combustion Induced Vortex Breakdown Driven Flashback in a Premix Burner with Cylindrical Mixing Zone. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2007, vol. 129, issue 4, pp. 929-936. DOI: 10.1115/1.2747259
14. Lieuwen T.C., Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling. *Astronautics and Aeronautics*, 2005, vol. 210, 657 p.
15. Acharya V., Lieuwen T. 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)*. AIAA 2014-0654. DOI: 10.2514/6.2014-0654
16. Durbin M.D., Vangness 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
17. 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
18. Gokulakrishnan P., Fuller C.C., Klassen M.S., Joklik R.G., Kochar Y.N., Vaden S.N., Seitzman J.M. 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
19. Kanilo P.M. *Energeticheskie i ekologicheskie kharakteristiki GTD pri ispol'zovanii uglevododorodnykh topliv i vodoroda (Energy and environmental characteristics of gas turbine engines when employing hydrocarbon fuels and hydrogen)*, Kiev, Naukova dumka, 1987, 24 p.
20. Danil'chenko V.P., Lukachev S.V., Kovylov Yu.L., et al. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnykh dvigatelei (Design of aircraft gas turbine engines)*, Samara, SNTs RAN, 2008, 620 p.