

Исследование параметров отсека камеры сгорания со струйноэжекционной форсункой

Бакланов А.В.^{1*}, Краснов Д.С.^{2}, Гараев А.И.^{2***}**

*¹Казанское моторостроительное производственное объединение,
ул. Дементьева, 1, Казань, 420036, Россия*

*²Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.
Туполева–КАИ, КНИТУ-КАИ,
ул. К. Маркса, 10. Казань, 420111, Россия*

**e-mail: andreybaklanov@bk.ru*

***e-mail: dima-krasnov-09@mail.ru*

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

Статья поступила 27.04.2020

Аннотация

Одними из основных параметров камеры сгорания являются потери давления, полнота сгорания, неравномерность температурного поля на выходе, выбросы вредных загрязняющих веществ. В данной статье рассматривается влияние постановки струйноэжекционной форсункой в отсек камеры сгорания на изменение перечисленных выше параметров. Представлена конструкция стендовой установки предназначенной для испытания отсека камеры сгорания, а так же режимы при которых данные испытания проводились. Получены результаты на отсеке с струйными форсунками и струйноэжекционными форсунками. Проведен анализ, по результатам которого сделаны выводы о эффективности применения струйноэжекционной форсунки и рекомендации о постановке выбранного типа форсунок в полноразмерную камеру сгорания [1-4].

Ключевые слова: камера сгорания, газотурбинный двигатель, форсунка.

Разработка нового принципа подачи топлива, а следовательно, и конструкции форсунки в котором эта подача осуществляется, должна сопровождаться экспериментальными исследованиями, подтверждающими эффективность разработанных мероприятий. В практике часто прибегают к исследованию процессов горения в отсеках кольцевых камер сгорания, так как это наиболее экономичный способ, не требующий больших затрат на обеспечение расхода воздуха и топлива, но при этом позволяющий поместить исследуемую форсунку в отсек с обеспечением подобия газодинамических процессов, что и в полноразмерной кольцевой камере сгорания.

Отсек представляет собой 1/14 часть полноразмерной камеры сгорания и состоит из наружного и внутреннего корпусов, жаровой трубы с фронтальным устройством, в котором устанавливаются форсунки. Жаровая труба с обеих сторон ограничена боковыми охлаждаемыми стенками. В отсеке устанавливается девять форсунок [5].

Для исследования отсеков камеры сгорания использовался стенд (рис. 1), оборудованный необходимыми системами измерения и регистрации параметров [6].

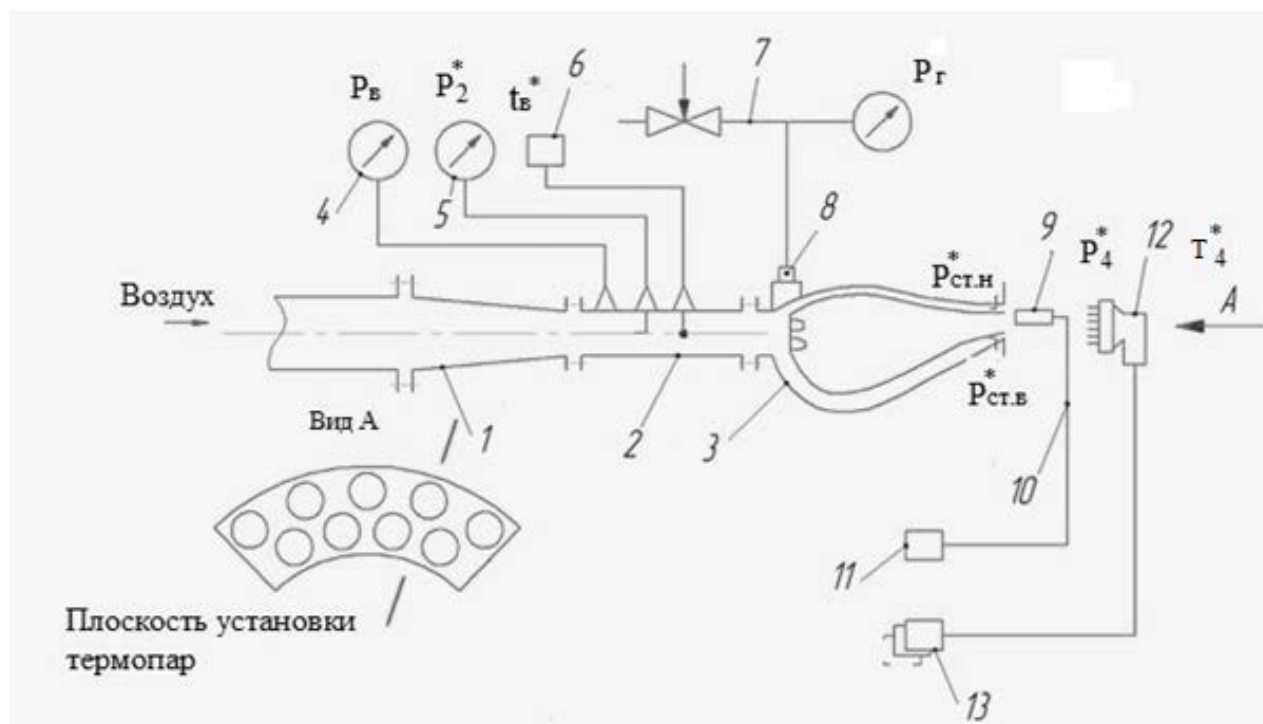


Рис.1. Стенд для исследования отсеков камеры сгорания

В состав стенда входит газотурбинный двигатель (воздуходувка) для подвода сжатого воздуха к испытываемому отсеку 3 камеры сгорания. Воздух из компрессора поступает по трубопроводу в центральную магистраль 1. Расход воздуха измеряется расходомерным устройством. Стенд имеет измерительный участок 2 с датчиками 4 и 5 регистрации давления и хромель-алюмелевой термопарой 6 для измерения температуры воздуха. Природный газ по средствам топливной системы 7 подаётся к коллектору 8 отсека, а затем во фронтное устройство и распределяется по всем форсункам [7].

В данной работе исследовалось влияние конструкции форсунок на образование в продуктах сгорания вредных веществ, а также на радиальную эпюру распределения температур. Были испытаны два комплекта форсунок различного конструктивного исполнения.

Топливоздушная форсунка, содержит корпус завихрителя включающего лопаточный завихритель с установленными под углом 45 градусов лопатками, смесительную втулку, корпус форсунки содержащий внутренний канал с установленным в него струйным распылителем (рис.2а). Форсунка №2 отличается от первой тем, что на задней стенке корончатой гайки имеется отверстие, во внутренний канал корпуса форсунки установлен корпус распылителя с воздушным и топливным каналом, между корпусом форсунки и корпусом завихрителя установлен распылитель с радиальными отверстиями (рис.2б).

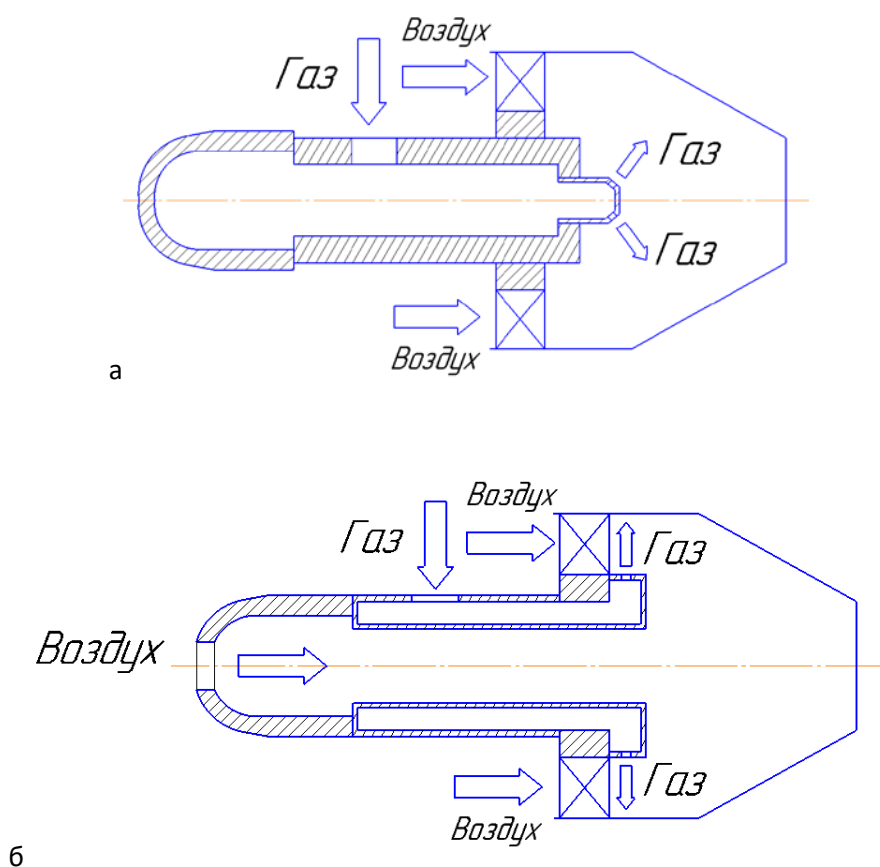


Рис.2. Схема форсунки

а) струйная форсунка б) струйноэжекционная форсунка

На первом этапе исследований определялись газодинамические характеристики отсека: потеря полного давления и перепад давлений на стенках жаровой трубы. Для этого на выходе из отсека устанавливается гребёнка полного давления, а в наружном и внутреннем пространствах между корпусом и жаровой трубой устанавливаются приемники полного давления. По результатам измерений на каждом режиме были рассчитаны [8-11]:

потери полного давления в отсеке:

$$\bar{\Delta p} = \frac{p_2^* - p_4^*}{p_2^* + p_n}, \quad (1)$$

перепад давления на стенках жаровой трубы:

$$\Delta p_{cp} = \frac{p_{cm,cp}^* - p_4^*}{p_2^* + p_n}, \quad (2)$$

где $p_{cm,cp}^*$, p_2^* – давление на входе в отсек; p_4^* – давление на выходе из отсека, p_n – атмосферное давление [12-15].

По результатам измерений построены зависимости $\bar{\Delta p} = f(\lambda)$ и $\bar{\Delta p}_{cm} = f(\lambda)$ (Рис.3), где λ – приведённая скорость воздуха на входе в отсек камеры сгорания. Откуда видно (Рис.3в), что у испытанных отсеков перепады давления на стенках практически одинаковы, при этом наблюдаются незначительное снижение суммарных потерь полного давления в отсеке с СЭФ. Это связано с раскрытием жаровой трубы отсека за счет увеличения проходного сечения форсунки центральным воздушным каналом.

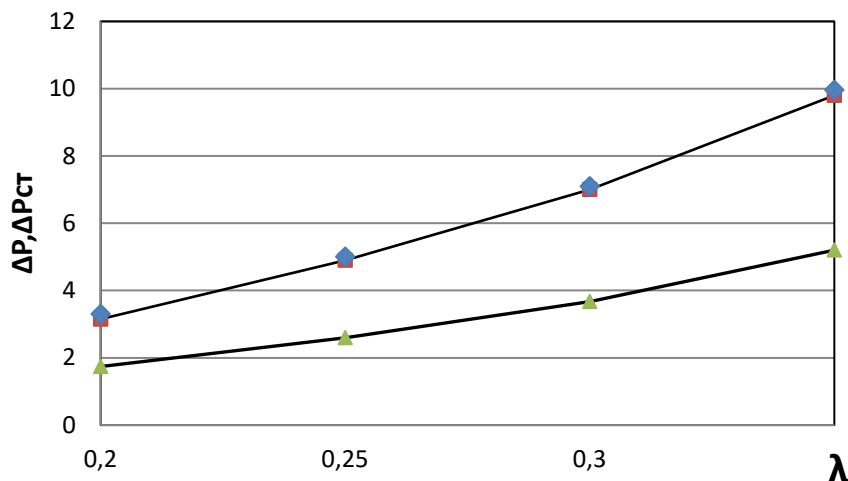


Рис. 3. Потери полного давления в отсеке с форсунками: № 1 (◆), № 2 (■), и перепад давления на стенках жаровой трубы - ▲

На втором этапе исследований, включающем проведение «горячих» испытаний, определялось температурное поле на выходе из отсека. Для этого в выходном сечении устанавливалась неподвижная гребенка термопар 12 (см. рис.2). Температура измерялась шестью термопарами. Измерения регистрировались и обрабатывались с помощью ЭВМ. Для отбора продуктов сгорания использовался «многоточечный» газоотборный зонд 9, который размещен на выходе из отсека. Пробы продуктов сгорания от зонда до анализирующего оборудования транспортировались по герметичной магистрали 10 за счёт скоростного напора газового потока на выходе из отсека и насоса, встроенного в газоанализатор testo 350 [16-19]. Газоанализатор 11 определяет компонентный состав (CO , NO_x и CH) продуктов сгорания и по полученным данным рассчитывается полнота сгорания по формуле [7]:

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

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.

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

$$EI_i = \frac{\mu_i}{\mu_b} (1 - \alpha_i L_0) \chi_i 10^{-3} \quad (4)$$

где $L_0 = 16,7$ – стехиометрический коэффициент сгорания метана (кг воздуха / кг топлива); α_i – суммарный или местный коэффициент избытка воздуха; μ_i – молярная масса определяемого токсичного вещества (CO , NO_x и CH_4); μ_b – молярная масса воздуха; χ_i – объемная доля токсичного вещества (ppm).

Испытания отсеков проводили на следующем режиме: температура воздуха $t = 210$ °С; скорость воздуха $C_2 = 115$ м/с; приведенная скорость воздуха на входе в отсек $\lambda = 0,28$; давление воздуха $p = 154,9$ кПа; коэффициент избытка воздуха α , определяемый по формуле

$$\alpha = \frac{G_B}{L_0 \cdot G_T} \quad (5)$$

где G_B – расход воздуха, G_T – расход топлива на входе в отсек

Из графика (рис.4) видно, что в отсеке с форсунками № 1 температура ядра потока выше, чем в отсеке с форсунками №2. По-видимому, СЭФ за счет подвода дополнительного воздуха через центральный канал форсунки создает в зоне горения менее высокотемпературное ядро потока чем СФ.

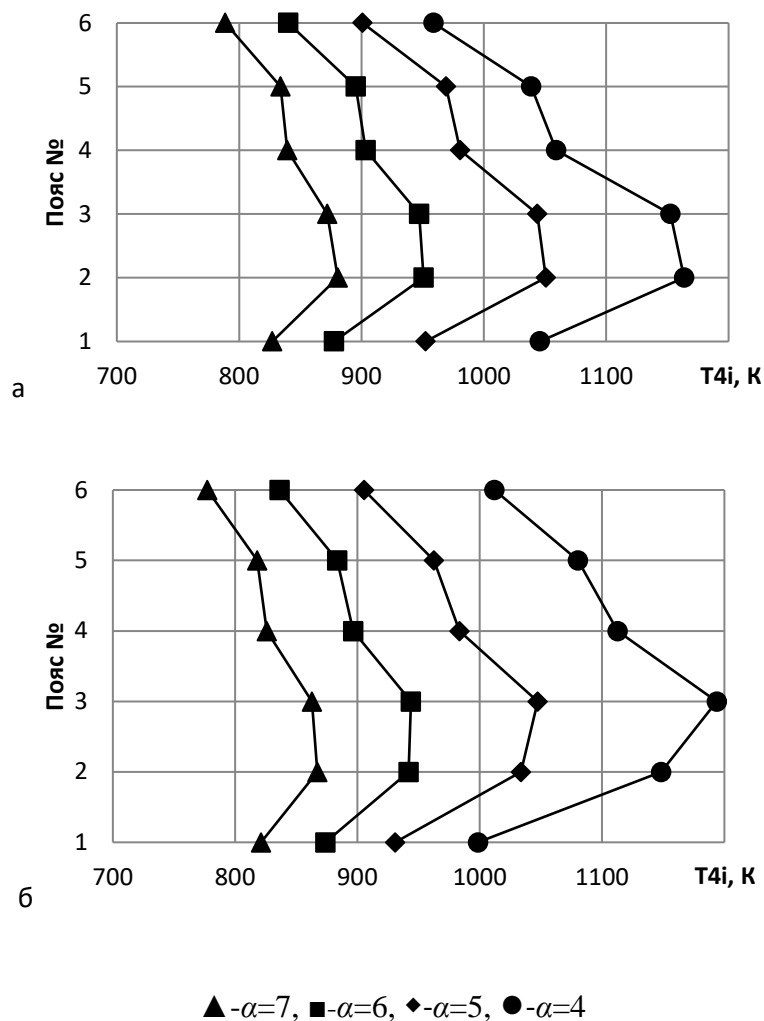


Рис. 4 Радиальная эпюра температуры на выходе из отсека а-СЭФ, б-СФ

Дальнейшие испытания проводились с изменением коэффициента избытка воздуха в отсеке α от 4 до 7. На каждом из этих режимов проводилось определение компонентного состава продуктов сгорания и рассчитывалась полнота сгорания (рис.5,6).

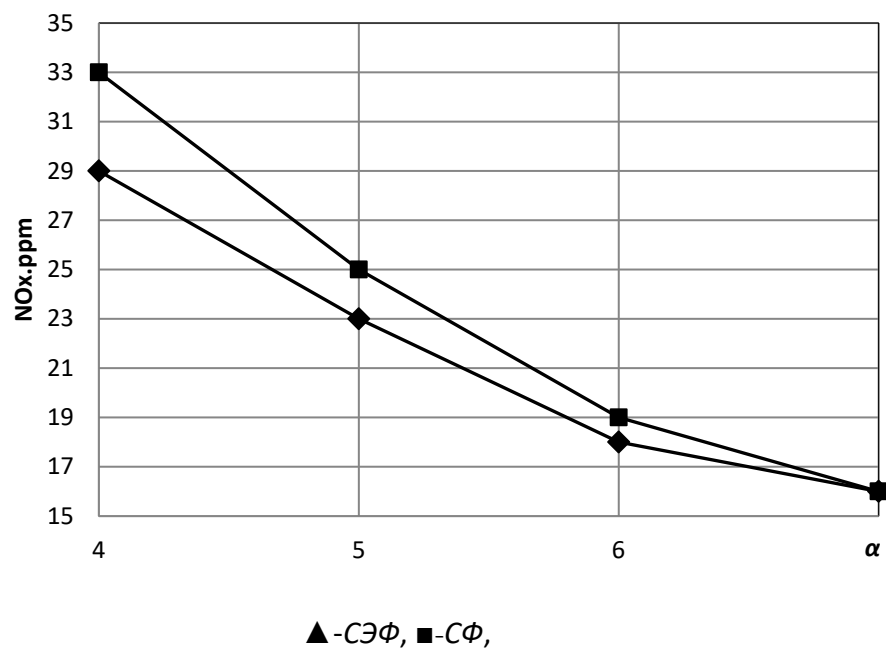


Рис.5 Концентрация оксидов азота в продуктах сгорания на выходе из отсека

В отсеке с СЭФ наблюдается снижение содержания NO_x по сравнению с СФ при этом формируется более высокая полнота сгорания, что объясняется увеличенной эжекционной способностью форсунки, приводящей к «обеднению» смеси в зоне горения и интенсификации процесса горения в камере [20].

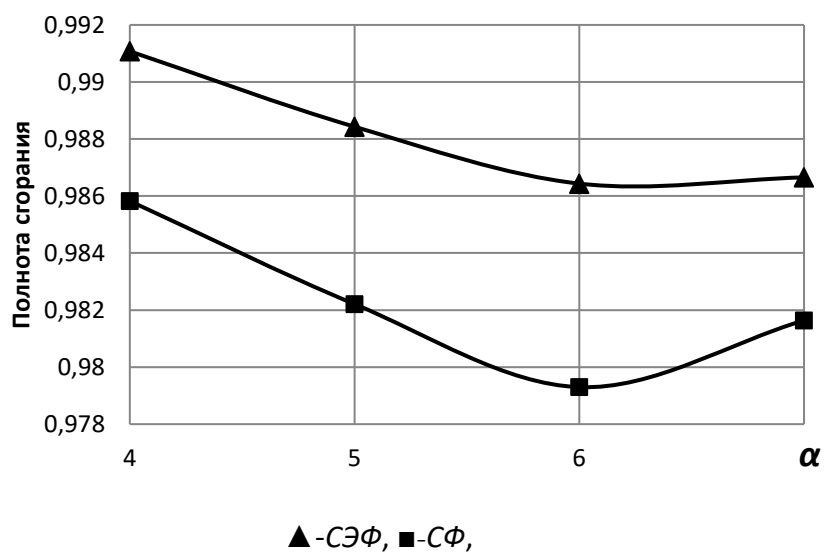


Рис.6. Полнота сгорания топлива, измеренная в отсеке

Схожая зависимость распределения полноты сгорания наблюдается в отсеках с двумя типами форсунок, которая характеризуется снижением полноты сгорания с увеличением коэффициента избытка воздуха. При $\alpha=6$ наблюдается минимальное значение полноты сгорания. При этом в отсеке с СЭФ полнота сгорания выше чем в отсеке с СФ.

На основании полученных результатов можно рекомендовать СЭФ к постановке в полноразмерную камеру сгорания для проверки в составе двигателя, так как испытания отсека с данной форсункой показали высокую полноту сгорания, низкие выбросы оксидов азота и приемлемое радиальное распределение температур на выходе из отсека камеры сгорания.

Библиографический список

1. Schlüter J., Schönfeld T., Poinot T., Krebs W., Hoffmann S. Characterization of confined swirl flows using large eddy simulations // ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air (New Orleans, Louisiana, USA, June 4-7, 2001), 2001, vol. 2, pp. V002T02A027. DOI: [10.1115/2001-GT-0060](https://doi.org/10.1115/2001-GT-0060)
2. Harrison W.E., Zabarnick S. The OSD Assured Fuels Initiative—Military Fuels Produced from Coal // DoE Clean Coal Conference, Clearwater, FL, June 2007.
3. Lieuwen T., McDonell V., Petersen E., Santavicca D. Fuel Flexibility Influences on Premixed Combustor Blowout, Flashback, Autoignition, and Stability // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, vol. 130 (1), pp. 011506. DOI: [10.1115/1.2771243](https://doi.org/10.1115/1.2771243)

4. Moses C., Roets P. Properties, Characteristics and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, vol. 131, no. 4. DOI: [10.1115/1.3028234](https://doi.org/10.1115/1.3028234)
5. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Результаты испытаний закоксованных форсунок камер сгорания семейства НК промывкой смесью керосина с техническим моющим средством // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91839>
6. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2013. № 3. С. 131 - 138.
7. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бышин В.М., Бакланов А.В. Усовершенствование конструкции камер сгорания традиционных схем в целях улучшения экологических показателей ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2010. № 1. С. 41 - 44.
8. Lieuwen T.C. and Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines. Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2005, vol. 210, 657 p.
9. Kieseewetter F., Konle M., and 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, pp. 929 –936. DOI: [10.1115/1.2747259](https://doi.org/10.1115/1.2747259)

10. Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л. и др. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. – 620 с.
11. Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions, CRC Press, 2010, 537 p.
12. Метечко Л.Б., Тихонов А.И., Сорокин А.Е., Новиков С.В. Влияние экологических нормативов на развитие авиационного двигателестроения // Труды МАИ. 2016. № 85. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=67495>
13. Ashwani K. Gupta, D. G. Lilley, Nick Syred. Swirl Flows. Energy and engineering science series. Abacus Press, 1984, 475 p.
14. Ланский А.М., Лукачев С.В., Коломзаров О.В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 47 - 57.
15. Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. Сравнительный анализ особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД со струйно-струйными и струйно-центробежными форсунками на основе численного моделирования // Труды МАИ. 2012. № 59. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34989>
16. 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](http://dx.doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.01.024)

17. Lefebvre A.H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, vol. 107, pp. 24 – 37. DOI: [10.1115/1.3239693](https://doi.org/10.1115/1.3239693)
18. Taylor S.C. Burning Velocity and the Influence of Flame Stretch, University of Leeds, 1991, 332 p.
19. Yi T., Gutmark E.J. Real-time prediction of incipient lean blowout in gas turbine combustors // AIAA Journal, 2007, vol. 45, no. 7, pp. 1734 – 1739. DOI: [10.2514/1.25847](https://doi.org/10.2514/1.25847)
20. Канило П.М. Энергетические и экологические характеристики ГТД при использовании углеводородных топлив и водорода. – Киев: Наукова думка, 1987. – 224 с.

Studying parameters of combustion chamber section with jet-injection nozzle

Baklanov A.V.^{1*}, Krasnov D.S.^{2}, Garaev A.I.^{2***}**

¹*Kazan motor production association, Kazan Motor Production Association,
1, Dementyeva str., Kazan, 420036, Russia*

²*Kazan National Research Technical University named after A.N.Tupolev – KAI,
10, Karl Marks str., Kazan, 420111, Russia*

*e-mail: andreybaklanov@bk.ru

**e-mail: dima-krasnov-09@mail.ru

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

Abstract

Pressure losses, combustion completeness, temperature field unevenness at the outlet and hazardous substances release are one of the main parameters of a combustion chamber. The article presents a fuel combustion technique, in which an air jet is fed along nozzle axis, and the fuel is being inserted into the main flow by means of the radial trickles. The effect of the jet-injection nozzle setting into the combustion chamber section on the above listed parameters changing is being considered to estimate this fuel burning technique. The structure of the bench installation for the combustion chamber section testing, as well as modes at which these tests were being conducted are presented. Equipment, employed for measuring such parameters as flame temperature and concentration of hazardous substances in combustion products was described as well. To perform analysis and comparison of the obtained data, the experiments were conducted with the jet nozzle and the jet-injection nozzle being installed into the combustion chamber section in number of nine pieces. The

section represents the 1/14 of the full-sized combustion chamber and consists of the outer and inner cases, and a flame tube with the with a frontend device, in which the nozzles are being installed. The flame tube is bounded by the side cooling walls on both sides. Nine nozzles are being installed in the section. Analysis of the component content (CO, NO_x, CH) and combustion products was conducted, and combustion completeness was computed according to the obtained data. From the analysis results the inferences were drawn on the jet-injection nozzle application efficiency, and recommendations were given on the nozzles of selected type installation in the full-sized combustion chamber.

Keywords: combustion chamber, gas turbine engine, nozzle.

References

1. Schlüter J., Schönfeld T., Poinso T., Krebs W., Hoffmann S. Characterization of confined swirl flows using large eddy simulations, *ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air* (New Orleans, Louisiana, USA, June 4-7, 2001), 2001, vol. 2, pp. V002T02A027. DOI: [10.1115/2001-GT-0060](https://doi.org/10.1115/2001-GT-0060)
2. Harrison W.E., Zabarnick S. The OSD Assured Fuels Initiative–Military Fuels Produced from Coal, *DoE Clean Coal Conference*, Clearwater, FL, June 2007.
3. Lieuwen T., McDonnell V., Petersen E., Santavicca D. Fuel Flexibility Influences on Premixed Combustor Blowout, Flashback, Autoignition, and Stability, *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, vol. 130 (1), pp. 011506. DOI: [10.1115/1.2771243](https://doi.org/10.1115/1.2771243)

4. Moses C., Roets P. Properties, Characteristics and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel, *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2009, vol. 131, no. 4. DOI: [10.1115/1.3028234](https://doi.org/10.1115/1.3028234)
5. Markushin A.N., Baklanov A.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 99, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91839>
6. Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2013, no, 3, pp. 131 - 138.
7. Markushin A.N., Merkushin V.K., Byshin V.M., Baklanov A.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2010, no. 1, pp. 41 - 44.
8. Lieuwen T.C. and Yang V. *Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines. Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, Reston, VA, 2005, vol. 210, 657 p.
9. Kiewewetter F., Konle M., and 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, pp. 929 –936. DOI: [10.1115/1.2747259](https://doi.org/10.1115/1.2747259)
10. Danil'chenko V.P., Lukachev S.V., Kovylov Yu.L. et al. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Design of aircraft gas turbine engines), Samara: Izd-vo SNTs RAN, 2008, 620 p.
11. Lefebvre A.H., Ballal D.R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, CRC Press, 2010, 537 p.
12. Metechko L.B., Tikhonov A.I., Sorokin A.E., Novikov S.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 85, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=67495>

13. Ashwani K. Gupta, D. G. Lilley, Nick Syred. *Swirl Flows. Energy and engineering science series*. Abacus Press, 1984, 475 p.
14. Lanskii A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 47 - 57.
15. Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 59, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34989>
16. 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](https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.01.024)
17. Lefebvre A.H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, vol. 107, pp. 24 – 37. DOI:[10.1115/1.3239693](https://doi.org/10.1115/1.3239693)
18. Taylor S.C. *Burning Velocity and the Influence of Flame Stretch*, University of Leeds, 1991, 332 p.
19. Yi T., Gutmark E.J. Real-time prediction of incipient lean blowout in gas turbine combustors, *AIAA Journal*, 2007, vol. 45, no. 7, pp. 1734 – 1739. DOI: [10.2514/1.25847](https://doi.org/10.2514/1.25847)
20. Kanilo P.M. *Energeticheskie i ekologicheskie kharakteristiki GTD pri ispol'zovanii uglevodorodnykh topliv i vodoroda* (Energy and environmental characteristics of gas turbine engines while hydrocarbon fuels and hydrogen application), Kiev, Naukova dumka, 1987, 224 p.