

УДК/UDC 621.438.577.4
DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-104-109
EDN: GBBGSF
Научная статья/Original article

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЯ ДВУХЗОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ В СОСТАВЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

А. Н. Маркушин, А. В. Бакланов

АО «Казанское моторостроительное производственное объединение»,
Россия, 420036, г. Казань, ул. Дементьева, 1

В работе представлены результаты испытаний двигателя НК-16СТ с экспериментальной двухзонной камерой сгорания. Описаны конструктивные особенности камеры сгорания, топливная система двигателя, методология испытаний и результаты измерений экологических характеристик. Камеры сгорания отличались конструкцией горелок основной зоны. По результатам работ выбран вариант камеры сгорания с горелкой, имеющей осевую завихритель на выходе из сопла, обеспечивающий более низкие выбросы оксидов азота по сравнению с другими испытанными камерами.

Ключевые слова: двухзонная камера сгорания, газотурбинный двигатель, горелка, испытание, концентрации выбросов вредных веществ, оксиды азота, оксид углерода.

Для цитирования: Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Результаты испытания двухзонной камеры сгорания в составе газотурбинного двигателя // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 9, № 2. С. 104–109. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-104-109. EDN: GBBGSF.



© Маркушин А. Н., Бакланов А. В., 2025.
Контент доступен под лицензией Creative Commons Attribution 4.0 License.

TEST RESULTS OF A TWO-ZONE COMBUSTION CHAMBER IN A GAS TURBINE ENGINE

A. N. Markushin, A. V. Baklanov

JSC "Kazan Motor-Building Production Association", Russia, Kazan, Dementyeva st., 1, 420036

The paper presents the results of tests of the NK-16ST engine with an experimental two-zone combustion chamber. The design features of the combustion chamber, the engine fuel system, the testing methodology and the results of measuring the environmental characteristics are described. The combustion chambers differed in the design of the main zone burners. Based on the results of the work, a combustion chamber version with a burner having an axial swirler at the nozzle outlet is selected. It provides low nitrogen oxide emissions compared to other tested chambers.

Keywords: dual-zone combustion chamber, gas turbine engine, burner, testing, concentrations of harmful emissions, nitrogen oxides, carbon monoxide.

For citation: Markushin A. N., Baklanov A. V. Test results of a two-zone combustion chamber in a gas turbine engine. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2025. Vol. 9, no. 2. P. 104–109. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-104-109. EDN: GBBGSF.



© Markushin A. N., Baklanov A. V., 2025.
The content is available under a Creative Commons Attribution 4.0 License.

Введение

Анализ известных концепций снижения выбросов вредных загрязняющих веществ, а также опыт зарубежных и отечественных фирм приводят к выводу, что одним из эффективных методов снижения таких выбросов является двухзонное сжигание топливовоздушной смеси. В рамках данной концеп-

ции ПАО «Кузнецов» предложена двухзонная камера сгорания с последовательным расположением дежурной и основной зон горения [1, 2].

В корпусе камеры размещено фронтное устройство с диффузионными горелками дежурной зоны и жаровая часть, в которой установлены горелки предварительного смешения основной зоны

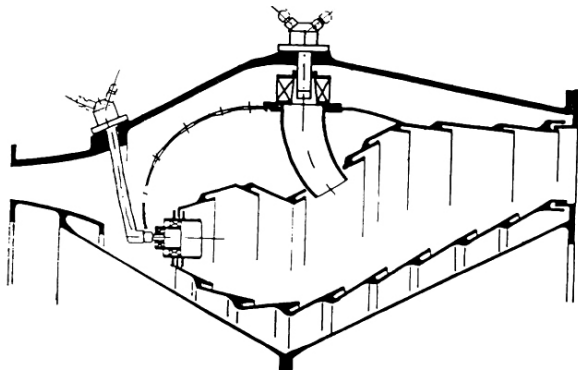


Рис. 1. Конструктивная схема двухзонной камеры сгорания газотурбинного двигателя
 Fig. 1. Structural diagram of a two-zone combustion chamber of a gas turbine engine

(рис. 1). Каждая диффузионная горелка дежурной зоны имеет двухконтурный завихритель воздуха и топливную форсунку. Горелка предварительного смешения состоит из корпуса с тангенциальными отверстиями для прохода воздуха и смесительно-

го конфузорного патрубка, сопло которого входит в отверстие наружной стенки жаровой части. В торце корпуса горелки размещена топливная форсунка основной зоны. Для интенсификации перемешивания смеси, выходящей из горелок основной зоны, с продуктами горения дежурной зоны профиль наружной стенки жаровой трубы в месте расположения горелок предварительного смешения выполнен так, что обеспечивает уменьшение площади проходного сечения жаровой трубы на 40 % относительно миделевого сечения основной зоны.

На входе жаровой трубы установлен перфорированный обтекатель, служащий для крепления жаровой трубы к корпусу, а также для организации безотрывного течения воздуха [3]. Данная конструкция была апробирована на двигателях НК-14СТ, НК-36СТ.

Цель исследования

Для проверки рассмотренной концепции организации горения на двигателе НК-16СТ была спроектирована двухзонная камера, адаптированная под конструкцию данного двигателя, его габариты и параметры (рис. 2).

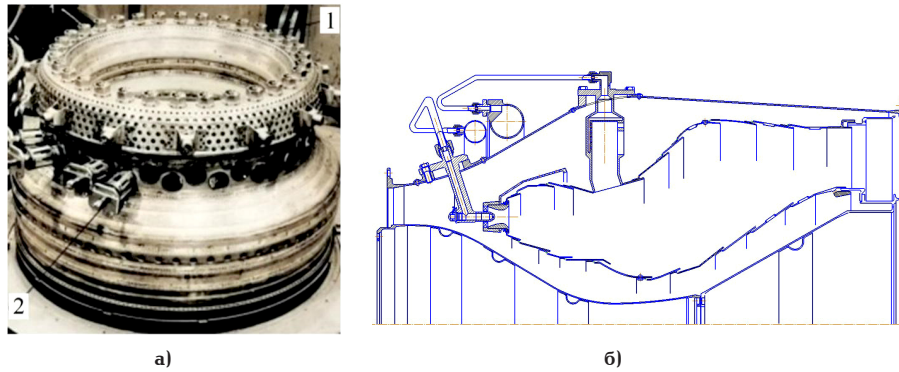


Рис. 2 Двухзонная камера сгорания:
 а — фото жаровой трубы; б — общий вид двухзонной камеры сгорания
 Fig. 2. Two-zone combustion chamber:
 а — photo of the flame tube; б — general view of the two-zone combustion chamber

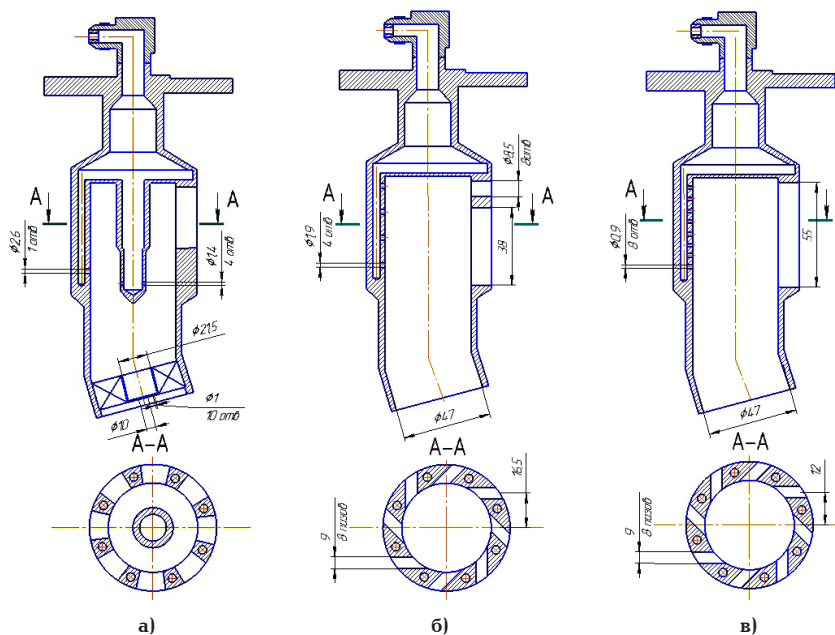


Рис. 3. Горелки предварительного смешения: а — горелка № 1; б — горелка № 2; в — горелка № 3
 Fig. 3. Pre-mix burners: а — burner No. 1; б — burner No. 2; в — burner No. 3

Разработанная камера сгорания отличается от прототипа конструкцией перфорированного обтекателя, горелкой дежурной зоны и ее расположением, диффузором на входе в камеру сгорания, а также профилем жаровой трубы.

Горелки дежурной зоны 1 в количестве 32 штук размещены по окружности. Они содержат завихритель, который имеет девять лопаток с углом установки $\varphi = 40^\circ$; сопло с минимальным диаметром $d = 28$ и углом раскрытия на выходе 30° . Форсунка имеет четыре топливных отверстия диаметром 2 мм, расположенных под углом 45° к оси. В основной зоне на корпусе камеры сгорания равномерно установлены 42 горелки основной зоны 2.

Для выполнения данной работы был изготовлен опытный образец двухзонной камеры сгорания, а также горелки предварительного смешения различной конфигурации (рис. 3).

Горелка № 1 имеет установленный на выходе из сопла завихритель с углом закрутки лопаток 45° , нетангенциальные окна подвода воздуха. Подвод топлива выполнен после подачи воздуха: вдоль каждого паза по одному отверстию $\varnothing 2,6$ мм снаружи и четырьмя отверстиями $\varnothing 1,4$ мм изнутри при помощи центральной форсунки.

Горелка № 2 содержит восемь тангенциальных пазов $L = 55$ мм, диаметр сопла 47 мм. Топливо распределяется вдоль каждого паза восемью отверстиями $\varnothing 0,9$ мм.

Горелка № 3 имеет восемь тангенциальных пазов $L = 38$ мм, диаметр сопла — 47 мм. Топливо распределяется вдоль каждого паза четырьмя отверстиями $\varnothing 1,29$ мм.

Проведены исследования по определению пропускной способности воздуха $B = f(\pi)$, представленной в виде зависимости [4]:

$$B = \frac{G_b \sqrt{T_b}}{P_b}, \pi = \frac{P_b}{P_n}; \quad (1)$$

где G_b , T_b , P_b , P_n — соответственно весовой расход воздуха, его температура, полное давление на входе в горелку и барометрическое давление.

По результатам определения пропускной способности (рис. 4) при перепаде давления 3 % значения параметра B составили для горелки № 1 $B_{3\%} = 1,3$; горелки № 2 $B_{3\%} = 1,9$; горелки № 3 $B_{3\%} = 2,11$. Пропускная способность дежурной горелки составляет $B_{3\%} = 0,37$.

Испытания камер сгорания проводились в составе двигателя. Целью испытаний является исследование экологических характеристик трех камер, отличающихся горелками предварительного смешения. В процессе исследований необходимо также проверить запуск двухзонной камеры для определения диапазонов расходов топлива по контурам камеры сгорания, при которых обеспечиваются минимальные уровни выбросов и по полученным результатам выбрать лучший вариант.

Основная часть

В соответствии с программой испытаний двигателя НК-16СТ с двухзонной камерой сгорания для раздачи топлива по 1-му и 2-му контуру от дозатора газа (ДУС) была собрана топливная магистраль (рис. 5). Регулирование расхода топлива на режиме запуска осуществлялось за счет прикрытия дроссельного крана 1 и одновременного открытия дроссельного крана 2. На режимах выше режима прогре-

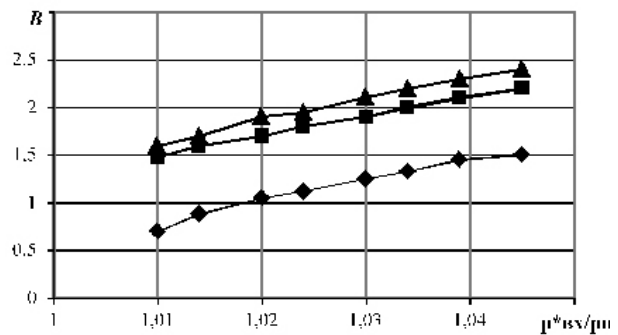


Рис. 4. Пропускная способность горелок:

◆ — горелка № 1; ■ — горелка № 2; ▲ — горелка № 3
 Fig. 4. Burner capacity:
 ◆ — burner No. 1; ■ — burner No. 2; ▲ — burner No. 3

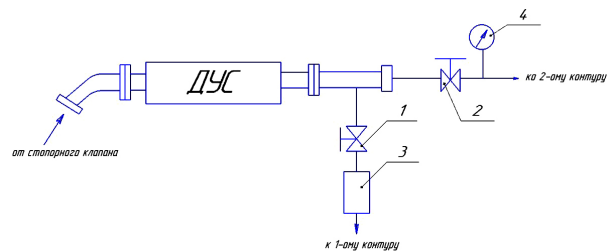


Рис. 5. Доработка топливной системы:

1 — кран подачи топлива в 1-й контур; 2 — кран подачи топлива во 2-й контур; 3 — расходомерный участок; 4 — измерение давления топливного газа во 2-м контуре камеры сгорания

Fig. 5. Refinement of the fuel system:

1 — fuel supply valve to the 1st circuit;
 2 — fuel supply valve to the 2nd circuit;
 3 — flow meter section; 4 — measuring the fuel gas pressure in the 2nd circuit of the combustion chamber

ва за счет открытия крана 1 при полном открытии крана 2.

Испытания двигателя НК-16СТ проводились в два этапа. На первом этапе выполнялись работы по отладке его запуска при расходе топлива в горелки дежурной зоны, соответствующем $G_{Т1к} = 500$ кг/ч.

Запуск двигателя НК-16СТ выполнялся по программе дозирования топлива в камеру сгорания по времени (табл. 1).

Шестидесятая секунда соответствует моменту подачи команды на открытие стопорного клапана. Подача постоянного расхода топлива в камеру сгорания $\tau_{зап} = 80... 140$ и $\tau_{зап} = 160... 190$ секунд выполнялась для корректировки расхода топлива в 1-й контур. Расход топлива в 1-й контур на запуске поддерживался равным 500 кг/ч. Расход топлива во второй контур камеры сгорания был равен, соответственно, $G_{Т2к} = G_{Т\Sigma} - G_{Т1к}$.

Запуски двигателя проходили плавно, без забросов температуры T_6^* и устойчивом розжиге камеры сгорания. Сигнал о розжиге камеры сгорания формировался при возрастании температуры T_6^* на 100°C и проходил через 1,5 секунды после открытия стопорного крана, а рост температуры T_6^* отмечался через 0,3 секунды. Во всем исследованном диапазоне режимов работы двигатель работал устойчиво.

Для измерения температуры горелок второго контура на их патрубках были установлены

Таблица 1. Программа дозирования топлива
Table 1. Fuel dosing program

Время запуска, с	60	70	80	140	150	160	190	210
$G_{тв}$, кг/ч	230	300	680	900	1100	1200	1500	1800

по две хромель-алюмелевые термопары. Наличие термопар позволило при проведении испытаний контролировать уровень температуры в горелках для своевременного предотвращения разрушения горелок в случае проскока пламени в зону смешения. Значения температур выводились на монитор персонального компьютера. При превышении уровня температуры камеры сгорания больше 800 °C на любой из термопар было предусмотрено срабатывание световой сигнализации.

В ходе испытаний температуры не на одной из горелок не достигали порогового уровня.

Изменение концентрации выбросов вредных веществ осуществлялось газоанализатором IMR-3000P. Измеренные концентрации вредных выбросов приводятся к основной единице измерений в миллиграммах на кубический метр (мг/м³), затем выполнялось приведение к 15 % O₂ концентрации загрязняющих выбросов C_i¹⁵ по формуле [5]:

$$C_i^{15} = C_i = \frac{20,95 - 15}{20,95 - O_2} \quad (2)$$

где C_i — масса компонента i, содержащаяся в 1 м³ сухого отработавшего газа при 0 °C и 0,1013 МПа, мг/м³; O₂ — объемная концентрация кислорода в осушенном отработавшем газе, %.

Для проверки достоверности экологических измерений (представительности пробы) проведено сравнение замеренных газоанализатором коэффициентов избытка воздуха $\alpha_{зам}$ с рассчитанными по измеренным величинам расходов воздуха и топлива на двигателе $\alpha_{расч}$.

В соответствии с рекомендациями [6] кондиционными считаются измерения, если разница между расчетной и измеренной величиной коэффициента состава смеси не превышает ±10 %.

Результаты сравнения $\alpha_{зам}$ и $\alpha_{расч}$ свидетельствуют о нормальном горении топливно-воздушной смеси и удовлетворительной представительности пробы (рис. 6).

При проведении исследований на режимах дроссельной характеристики выполнялось последовательное измерение выбросов вредных веществ

при расходах топлива в дежурный контур 350, 500 и 650 кг/ч [7–9].

По результатам измерений получены зависимости выбросов оксидов азота NO_x в продуктах сгорания от измеренных коэффициентов избытка воздуха (рис. 7 а, б, в).

Сравнение уровня NO_x различных сборок камер сгорания при $\alpha = 4,93$ показывает, что в камере сгорания (сборка № 1) при $G_{твк} = 650$ кг/ч NO_x = 75 мг/нм³, при $G_{твк} = 500$ кг/ч NO_x = 83 мг/нм³, при $G_{твк} = 350$ кг/ч NO_x = 90 мг/нм³.

В камере сгорания (сборка № 2) NO_x = 75, 82, 97 мг/нм³ при соответствующих расходах топлива в 1-й контур.

В камере сгорания (сборка № 3) NO_x = 88, 112, 127 мг/нм³ при соответствующих расходах топлива в 1-й контур.

Результат измерения выбросов вредных веществ показывает, что с ростом расхода топлива во всех исследованных камерах сгорания происходит снижение выбросов NO_x.

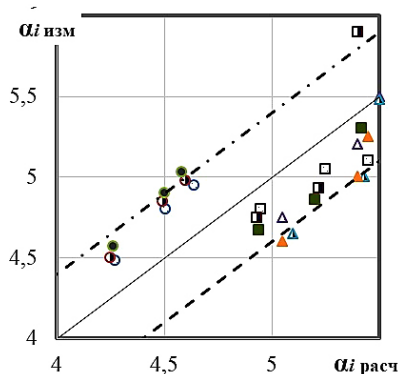


Рис. 6. Сравнение расчетных и измеренных коэффициентов избытка воздуха: ○ — сборка № 1; Δ — сборка № 2; □ — сборка № 3

Fig. 6. Comparison of calculated and measured excess air coefficients: ○ — assembly No. 1; Δ — assembly No. 2; □ — assembly No. 3

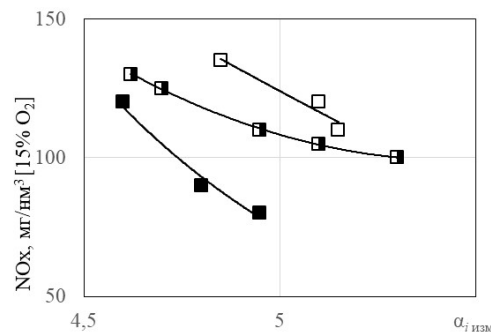
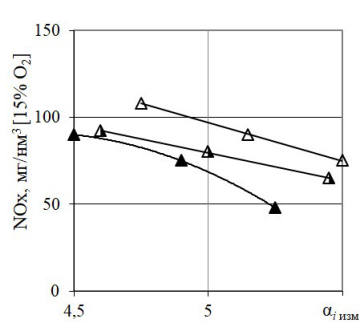
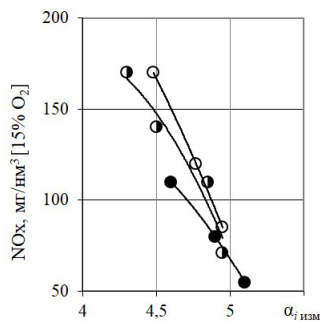


Рис. 7. Уровень концентрации NO_x: а — сборка № 1; б — сборка № 2; в — сборка № 3; незакрашенный маркер — 350 кг/ч; наполовину покрашенный маркер — 500 кг/ч; покрашенный маркер — 650 кг/ч

Fig. 7. NO_x concentration level: а — assembly No. 1; б — assembly No. 2; в — assembly No. 3; unpainted marker — 350 kg/h; half-painted marker — 500 kg/h; painted marker — 650 kg/h

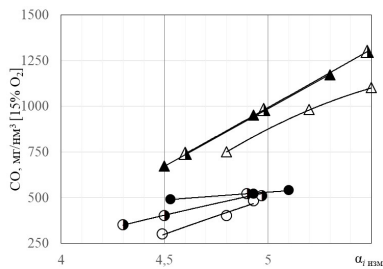


Рис. 8. Уровень концентрации CO:
 ○ — сборка № 1; ▲ — сборка № 2;
 незакрашенный маркер — 350 кг/ч;
 наполовину покрашенный маркер —
 500 кг/ч; покрашенный маркер —
 650 кг/ч
Fig. 8. CO concentration level:
 ○ — assembly No. 1;
 ▲ — assembly No. 2;
 unpainted marker — 350 kg/h;
 half-painted marker — 500 kg/h;
 painted marker — 650 kg/h

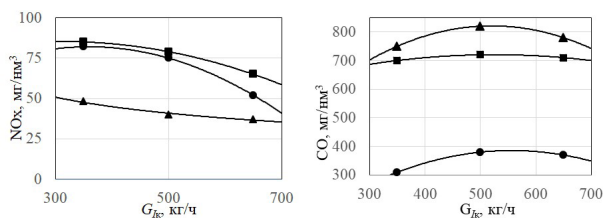


Рис. 9. Влияние изменения расхода топлива по первому контуру на выбросы токсичных веществ: ● — сборка № 1; ▲ — сборка № 2; ■ — сборка № 3
Fig. 9. The effect of changing fuel consumption in the first circuit on toxic emissions: ● — assembly No. 1; ▲ — assembly No. 2; ■ — assembly No. 3

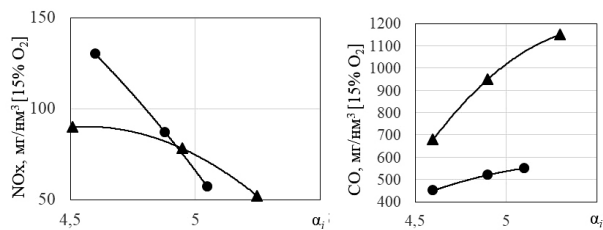


Рис. 10. Выбросы CO, NO_x в зависимости от α_i :
 ● — сборка № 1; ▲ — сборка № 2
Fig. 10. CO, NO_x emissions depending on α_i :
 ● — assembly No. 1; ▲ — assembly No. 2

Учитывая проведенные сравнения, можно сделать вывод, что наименьший уровень выброса NO_x обеспечивают камеры сгорания (сборка № 1 и № 2).

Для этих камер сгорания (рис. 8) построены зависимости изменения выбросов оксида углерода CO, приведенных к условной концентрации кислорода в продуктах сгорания 15 % от избытка воздуха.

Результаты сравнения экологических характеристик (рис. 9) показывают, что в камере сгорания (сборка № 1) при расходе топлива в 1-й контур $G_{т1к}$ равно 650 кг/ч уровень концентрации CO составляет 535 мг/нм³. При расходе топлива 500 кг/ч CO равно 520 мг/нм³, а при расходе топлива 350 кг/ч CO равно 460 мг/нм³.

В камере сгорания (сборка № 2) уровень концентрации CO составил 965, 965, 875 мг/нм³ при соответствующих расходах топлива в 1-й контур.

Таким образом, по результатам анализа экологических характеристик целесообразно для дальнейшей отработки выбрать камеру сгорания (сборка № 1), горелки которой при $G_{т1к}$ расходе топлива 350... 650 кг/ч могут обеспечить уровни выбросов NO_x в пределах 75...90 мг/нм³, CO — в пределах 535... 460 мг/нм³ и характеризуется отсутствием прорыва пламени в зону смешения.

Рассмотрим замеренные экологические характеристики (рис. 9) на режиме определения температуры перед свободной турбиной $t_6 = \text{const} = 550$ °С.

По результатам полученных данных видно, что с увеличением расхода топлива по 1-му контуру выбросы оксидов азота уменьшаются. Минимальные выбросы NO_x имеет камера сгорания (сборка № 2), максимальные — камера сгорания (сборка № 3). По монооксиду углерода зависимость не однозначная: максимальный выброс имеет место для всех камер при расходе топлива по 1-му контуру 500 кг/ч. Лучшее — у камеры сгорания (сборка № 1), худшее — у камеры сгорания (сборка № 2, 3). Следовательно, камеру сгорания (сборка № 3) можно исключить из рассмотрения вариантов, которые могли бы служить основой для дальнейшей доводки [10–12].

Рассмотрим протекание экологических характеристик камеры сгорания (сборка № 1, 2) по координате NO_x, CO = f(α_i).

Из рис. 10 видно, что при $\alpha_i > 4,9$ по NO_x камера сгорания (сборка № 1) лучше камеры сгорания (сборка № 2), а по уровню CO существенно, в 1,6...2 раза, лучше во всем исследованном диапазоне [13–15].

Выводы

По результатам проведенных работ наиболее приемлемой камерой сгорания, которую можно взять за базу для проведения дальнейшей доводки является сборка № 1 с горелкой, имеющей завихритель в сопловой части.

Горелку необходимо доработать в части обеднения смеси на 15 % и улучшения качества смешения топлива с воздухом с целью дальнейшего снижения NO_x. Для снижения уровня CO следует увеличить степень закрутки потока и интенсифицировать течение на выходе из сопла.

Конструктивная реализация данных рекомендаций может быть осуществлена постановкой внутреннего малого завихрителя в центр большого с обеспечением противоположной закрутки потока.

Также необходимо выполнить распределение оптимального количества и размеров топливных отверстий и обеспечить улучшение условий входа воздуха в горелки.

Список источников / References

- Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions, 3rd ed. CRC Press, 2010. 537 p.
- 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 (1). P. 24–37. DOI: 10.1115/1.3239693.
- Постников А. М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2002. 286 с.

Postnikov A. M. Snizheniye oksidov azota v vykhlopnykh gazakh GTU [Reduction of nitrogen oxides in exhaust gases of the gas turbine]. Samara, 2002. 286 p. (In Russ.).

4. Гриценко Е. А., Данильченко В. П., Лукачев С. В. [и др.]. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения: моногр. Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2004. 266 с. EDN: QMINEB.

Gritsenko E. A., Danil'chenko V. P., Lukachev S. V. [et al.]. Konvertirovaniye aviatsionnykh GTD v gazoturbinnyye ustanovki nazemnogo primeneniya [Conversion of aircraft gas turbine engines into gas turbine units for ground use]. Samara, 2004. 266 p. EDN: QMINEB. (In Russ.).

5. ГОСТ 28775–90. Агрегаты газоперекачивающие с газотурбинным приводом. Общие технические условия. Введ. 01–01–1992. Москва: Стандартинформ, 2005. 12 с.

GOST 28775–90. Agregaty gazoperekachivayushchiye s gazoturbinnym privodom. Obshchiye tekhnicheskiye usloviya [Gas pumping units driven with gas turbine. General specifications]. Moscow, 2005. 12 p. (In Russ.).

6. Канило П. М. Энергетические и экологические характеристики ГТД при использовании углеводородных топлив и водорода. Киев: Наукова думка, 1987. 224 с.

Kanilo P. M. Energeticheskiye i ekologicheskiye kharakteristiki GTD pri ispol'zovanii uglevodorodnykh topliv i vodoroda [Energy and environmental features of gas turbine engines using hydrocarbon fuels and hydrogen]. Kiev, 1987. 224 p. (In Russ.).

7. Бакланов А. В. Влияние конструкции горелки на температурное состояние стенок жаровой трубы // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29, № 3. С. 136–142. DOI: 10.34759/vst-2022-3-136-142. EDN: JUHXBС.

Baklanov A. V. Vliyaniye konstruktсии gorelki na temperaturnoye sostoyaniye stenok zharovoy truby [Burner design impact on the flame tube walls temperature state]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. *Aerospace MAI Journal*. 2022. Vol. 29, no. 3. P. 136–142. DOI: 10.34759/vst-2022-3-136-142. EDN: JUHXBС. (In Russ.).

8. Бакланов А. В. Влияние изменения конструкции камеры сгорания на уровень концентрации CO₂ в выхлопных газах газотурбинного двигателя НК-16СТ // Газовая промышленность. 2022. № 6 (834). С. 80–88. EDN: JFIUGC.

Baklanov A. V. Vliyaniye izmeneniya konstruktсии kamery sgoraniya na uroven' kontsentratsii CO₂ v vykhlopnykh gazakh gazoturbinnogo dvigatelya NK-16ST [Impact of changing the combustion chamber design on the CO₂ concentration in the exhaust gases of the NK-16ST gas turbine engine]. *Gazovaya promyshlennost'*. *Gas Industry*. 2022. No. 6 (834). P. 80–88. EDN: JFIUGC. (In Russ.).

9. Бакланов А. В. Влияние способа подачи газообразного топлива в камеру сгорания на образование оксидов углерода в продуктах сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 1. С. 111–125. EDN: VWSFVC.

Baklanov A. V. Vliyaniye sposoba podachi gazoobraznogo topliva v kameru sgoraniya na obrazovaniye oksidov ugleroda v produktakh sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya [The impact of the of fuel supplying method to the combustion chamber on carbon oxides formation in combustion products of the gas turbine engine]. Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. *Aerospace MAI Journal*. 2019. Vol. 26, no. 1. P. 111–125. EDN: VWSFVC. (In Russ.).

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. 2013 (16). P. 1–17. DOI: 10.1155/2013/939234.

11. Acharya V., Lieuwen T. Role of azimuthal flow fluctuations on flow dynamics and global flame response of axisymmetric swirling flames. *AIAA SciTech: 52nd Aerospace Sciences Meeting*. 2014. P. 13–17. DOI: 10.2514/6.2014-0654.

12. Gokulakrishnan P., Fuller C. C., Klassen M. S. [et. al.]. Experiments and modeling of propane combustion with vitiation. *Combustion and Flame*. 2014. Vol. 161 (8). P. 2038–2053. DOI:10.1016/j.combustflame.2014.01.024.

13. 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 (24). P. 78–88.

14. Kiewewetter 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. P. 929–936. DOI:10.1115/1.2747259.

15. Lieuwen T. C., Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines (Progress in Astronautics and Aeronautics). American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2005. 659 p. ISBN-10: 156347669X, ISBN-13: 978-1563476693.

МАРКУШИН Андрей Николаевич, главный специалист отдела главного конструктора АО «Казанское моторостроительное производственное объединение», г. Казань.

AuthorID (РИНЦ): 572513

Адрес для переписки: amarkushin@oao.kmpo.ru

БАКЛАНОВ Андрей Владимирович, кандидат технических наук, заместитель главного конструктора АО «Казанское моторостроительное производственное объединение», г. Казань.

SPIN-код: 7426-5434

AuthorID (РИНЦ): 847413

Адрес для переписки: andreymbaklanov@bk.ru

Прозрачность финансовой деятельности: авторы не имеют финансовой заинтересованности в представленных материалах и методах. Конфликт интересов отсутствует.

Статья поступила в редакцию 07.04.2025; одобрена после рецензирования 28.04.2025; принята к публикации 16.05.2025.

MARKUSHIN Andrej Nikolayevich, Chief Specialist of the Chief Designer Department, JSC "Kazan Motor-Building Production Association", Kazan.

AuthorID (RSCI): 572513

Correspondence address: amarkushin@oao.kmpo.ru

BAKLANOV Andrej Vladimirovich, Candidate of Technical Sciences, Deputy Chief Designer, JSC "Kazan Motor-Building Production Association", Kazan.

SPIN-code: 7426-5434

AuthorID (RSCI): 847413

Correspondence address: andreymbaklanov@bk.ru

Financial transparency: the authors have no financial interest in the presented materials or methods. There is no conflict of interest.

The article was submitted 07.04.2025; approved after reviewing 28.04.2025; accepted for publication 16.05.2025.