

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗБЫТКА ВОЗДУХА НА ВЫХОДЕ ИЗ ГОРЕЛОК ДВУХЗОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

А. В. Бакланов

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

В работе представлены результаты экспериментального определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок опытной двухзонной камеры сгорания газотурбинной установки НК-16СТ. Описаны конструктивные особенности камеры сгорания, представлено стендовое оборудование, на котором проводилось испытание горелок и камеры сгорания. Разработана методология испытаний горелок и камеры сгорания по определению их пропускной способности и сформирован алгоритм последовательности выполнения экспериментальных работ. Представлены результаты измерений экологических характеристик при осуществлении регулирования расхода топлива по зонам камеры сгорания.

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

Для цитирования: Бакланов А. В. Экспериментальное определение коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок двухзонной камеры сгорания // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 9, № 3. С. 107–113. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-3-107-113. EDN: WIOCKU.



© Бакланов А. В., 2025.

Контент доступен под лицензией Creative Commons Attribution 4.0 License.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF THE EXCESS AIR COEFFICIENT AT THE OUTLET OF THE BURNERS OF A TWO-ZONE COMBUSTION CHAMBER

A. V. Baklanov

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

The paper presents the results of computational and experimental determination of the excess air coefficient at the outlet of the burners of the experimental two-zone combustion chamber of the NK-16ST engine. The design features of the combustion chamber are described. The author demonstrates the bench equipment on which the burners and the combustion chamber are tested. The methodology of testing burners and combustion chambers to determine their throughput are described. Moreover, the author forms an algorithm for the sequence of computational and experimental work. As a result, the measurements of environmental characteristics during fuel consumption control in the combustion chamber zones are presented.

Keywords: two-zone combustion chamber, gas turbine engine, burner, test, concentrations of harmful substances emissions, nitrogen oxides, carbon monoxide, excess air coefficient.

For citation: Baklanov A. V. Experimental determination of the excess air coefficient at the outlet of the burners of a two-zone combustion chamber. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2025. Vol. 9, no. 3. P. 107–113. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-3-107-113. EDN: WIOCKU.



© Baklanov A. V., 2025.

The content is available under a Creative Commons Attribution 4.0 License.

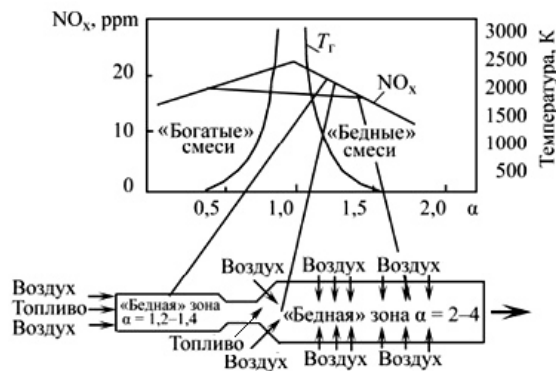


Рис. 1. Схема реализации «бедно-бедного» горения
Fig. 1. Implementation scheme of the "lean to lean" combustion

Введение

В настоящее время в практике двигателестроения широко используются цифровые двойники двигателей и их отдельных элементов, таких как камера сгорания. С помощью указанных двойников моделируются особенности рабочего процесса с дальнейшей экспериментальной проверкой, например, определяется коэффициент избытка воздуха в зоне горения. Выполнение экспериментальной работы служит базой для верификации и является актуальной.

Анализ современных способов снижения уровня выбросов токсичных веществ, а также опыт российских и европейских фирм приводят к выводу, что одними из эффективных методов снижения таких выбросов является концепция, основанная на «бедно-бедном» горении [1].

Данная концепция предусматривает низкотемпературное сжигание в двух стадиях. Топливо в воздухе сначала воспламеняется и сгорает в отдельной дежурной зоне, в которой происходит раздельная подача воздуха и топлива, что обеспечивает диффузионное горение. Далее в основной зоне происходит сжигание остальной топливно-воздушной смеси. Благодаря предварительному сгоранию полное дожигание обедненной смеси достигается при более низкой температуре в основной зоне камеры сгорания (рис. 1).

В дежурной зоне температура горения снижается вследствие организации «бедного» диффузионного горения при $\alpha = 1,2-1,4$ выше стехиометрического. Указанный тип факела характеризуется устойчивым горением и уменьшением выбросов NO_x , возникающих в результате термических процессов. Дополнительное снижение образования NO_x достигается за счет использования еще более обедненной смеси в основной зоне горения.

Однако реализация «бедно-бедного» горения зависит от скорости смешения и транспортирования продуктов горения из одной зоны в другую. Процесс горения по этой схеме осуществляется в трех последовательных стадиях:

- 1) формируется «бедное» диффузионное горение при $\alpha = 1,2-1,4$;
- 2) происходит смешение продуктов сгорания топлива, вышедших из дежурной зоны с обедненной топливно-воздушной смесью;
- 3) обеспечивается «бедное» сжигание в основной зоне ($\alpha = 2,0-4,0$) [2].

Данная концепция может быть усложнена введением возможности регулирования расхода топлива в основную зону.

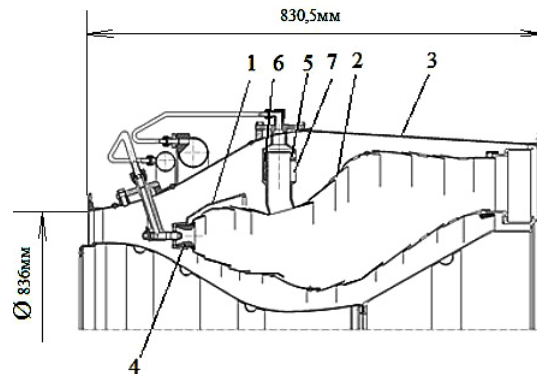


Рис. 2. Двухзонная камера сгорания
Fig. 2. Two-zone combustion chamber

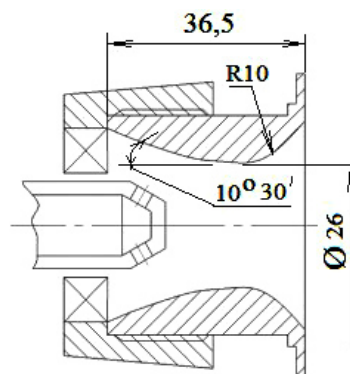


Рис. 3. Продольный разрез горелки дежурной зоны
Fig. 3. Longitudinal section of the standby zone burner

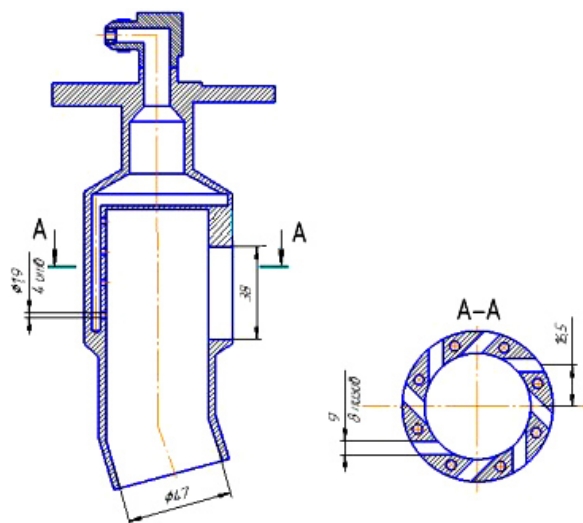


Рис. 4. Продольный разрез горелки основной зоны
Fig. 4. Longitudinal section of the main zone burner

Основная часть

В рамках указанной концепции для газотурбинной установки НК-16СТ разработана двухзонная камера сгорания с последовательным расположением дежурной и основной зон горения [3].

На входе в камеру сгорания для номинального режима работы газотурбинной установки НК-16СТ обеспечены следующие параметры: $P_k^* = 895\,000\text{ Па}$ — давление воздуха; $T_k^* = 596\text{ К}$ —

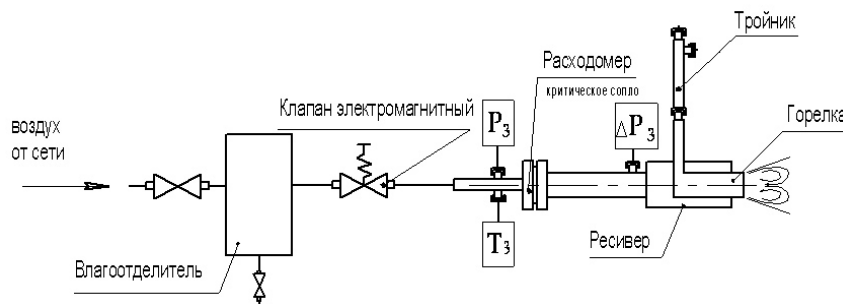


Рис. 5. Стенд определения пропускной способности горелок
Fig. 5. Burner capacity detection stand

температура воздуха; КС $\alpha_s = 5$ — суммарный коэффициент избытка воздуха; $G_B = 98$ кг/с — расход воздуха; $G_T = 4\,250$ кг/ч — расход топлива.

Конструкция разработанной камеры сгорания (рис. 2) включает перфорированный обтекатель (1), который служит не только для крепления жаровой трубы (2) к корпусу камеры (3), но и для амортизации благодаря использованию специальных демпфирующих элементов. Горелки дежурной зоны (4) равномерно распределены по окружности во фронтальном устройстве камеры. Горелка предварительного смешения (5) содержит корпус (6), на котором нанесены тангенциальные воздушные отверстия (7).

Корпус камеры содержит 42 горелки, расположенные в шахматном порядке, сопла которых входят в соответствующие отверстия в наружной стенке жаровой трубы. Конфигурация жаровой трубы в зоне расположения горелок предварительного смешения обеспечивает сужение проходного сечения на 40 % относительно площади миделевого сечения основной зоны [4, 5].

Горелки дежурной зоны (рис. 3) размещены во фронтальном устройстве по окружности. Их количество составляет 32 шт. Они содержат завихритель с девятью лопатками, установленными под углом $\varphi = 40^\circ$, и сопло, имеющее сужение до диаметра $d = 26$ мм и дальнейшим раскрытием на выходе с углом 30° . В конструкции камеры сгорания использована форсунка серийной камеры сгорания газотурбинной установки НК-16СТ. Форсунка имеет четыре топливных отверстия диаметром 2 мм, расположенных под углом 45° к оси.

Рассмотрим конструктивные особенности горелки основной зоны (рис. 4).

Горелка содержит 8 тангенциальных пазов длиной $L = 38$ мм, а диаметр сопла составляет 47 мм. Топливо распределяется вдоль каждого паза при помощи четырех отверстий диаметром 1,29 мм.

Расчетно-экспериментальная часть

Исследования по измерению пропускной способности горелок проводились на действующей стендовой установке АО «Казанское моторостроительное производственное объединение» (АО «КМПО»). Принципиальная схема установки приведена на рис. 5 [6].

Воздушный поток от компрессора направляется во влагоотделитель через электромагнитный клапан, используемый для управления расходом воздуха, поступающего к горелке. Система измерения расхода основана на использовании критического сопла, перед которым измеряется давление и температура воздушного потока. Также непосредственно перед горелкой измеряется перепад давления.

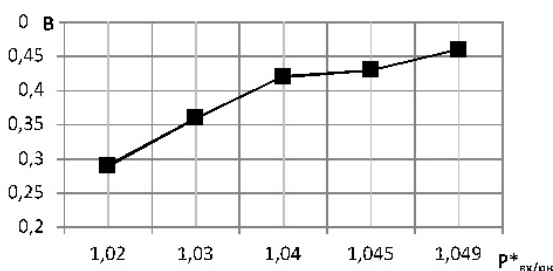


Рис. 6. Пропускная способность горелки дежурной зоны
Fig. 6. Burner capacity of the standby zone

Для рассмотренных выше горелок выполнено определение пропускной способности воздуха $B = f(\pi)$.

После обработки данных пропускная способность отражена в виде характеристики [7]:

$$B = \frac{G_B \sqrt{T_B}}{P_B}; \quad \pi = \frac{P_B}{P_H}, \quad (1)$$

где G_B , T_B , P_B , P_H — весовой расход воздуха; температура воздуха; полное давление на входе в горелку; барометрическое давление. Определение B проводилось при различных перепадах давления.

На рис. 6 видно, что пропускная способность B находится в пределах 0,3–0,46. Пропускная способность растет с увеличением перепада давления на горелке, что также продемонстрировано на рис. 7. Пропускная способность B лежит в пределах 1,5–2,3, что в пять раз выше, чем у горелки дежурной зоны.

Пропускная способность камеры сгорания определяется на действующем стенде АО «КМПО» (рис. 8). Стенд содержит источник сжатого воздуха, обеспечивающий его подачу к камере сгорания. Измерительная система включает в себя расходомерную часть с трубой Вентури для измерения расхода воздуха; термопару хромель-алюмель для контроля температуры воздуха.

Полученные параметры регистрируются соответствующими приборами.

В ходе стендовых испытаний определяются параметры, характеризующие работу камеры сгорания, такие как приведенная скорость потока на входе и перепад давления на стенках жаровой трубы. Измерения проводятся при различных значениях расхода воздуха.

Для оценки потерь полного давления в камере сгорания и градиента давления на жаровой трубе осуществляют продувку камеры при разных режи-

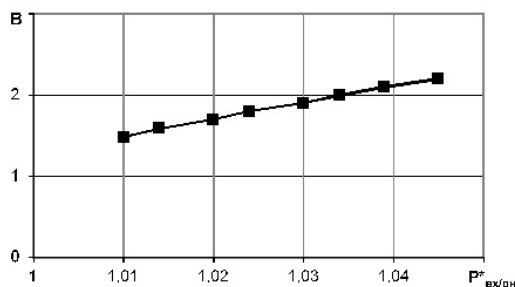


Рис. 7. Пропускная способность горелки основной зоны
Fig. 7. Burner capacity of the main zone

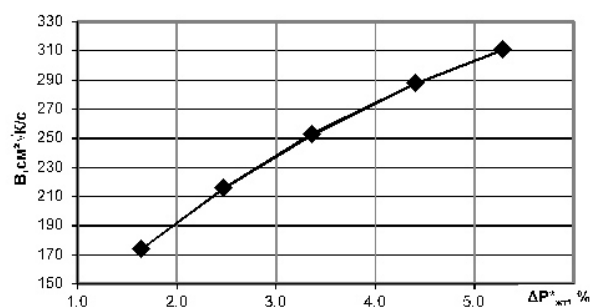


Рис. 10. Пропускная способность камеры сгорания
Fig. 10. Burner capacity of the combustion chamber

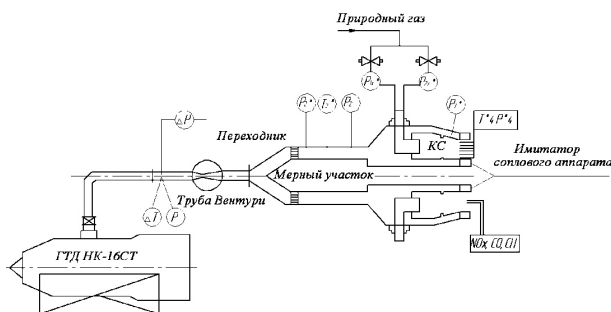


Рис. 8. Схема стенда испытаний камер сгорания
Fig. 8. Diagram of the combustion chamber test bench

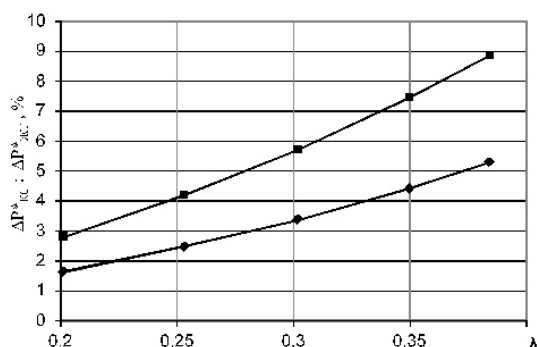


Рис. 9. Потери давления: ♦ — на стенке жаровой трубы, $\Delta P_{\text{жт}}^*$, %; ■ — в камере сгорания, $\Delta P_{\text{КС}}^*$, %
Fig. 9. Pressure loss: ♦ — on the fire tubes frame, $\Delta P_{\text{жт}}^*$, %; ■ — in the combustion chamber, $\Delta P_{\text{КС}}^*$, %

мах, характеризующихся изменением приведенной скорости потока воздуха на входе λ_2 .

Во время проведения испытаний производятся измерения полного давления воздуха на входе в камеру P_2^* ; в зазоре между кожухами и корпусами камеры; в районе карманов подачи охлаждающего воздуха $P_{\text{нар}}^*$ и $P_{\text{вн}}^*$ (с наружной и внутренней стороны соответственно); на выходе из камеры P_4^* .

Потери полного давления в камере сгорания определяются по формуле

$$\Delta P_{\text{КС}}^* = (P_2^* - P_4^*) / P_2^*, (\%). \quad (2)$$

Потери полного давления в жаровой трубе:

$$\Delta P_{\text{жт}}^* = \left(\frac{P_{\text{нар}}^* + P_{\text{вн}}^*}{2} - P_4^* \right) / P_2^*, (\%). \quad (3)$$

Определяются значения суммарных потерь $\Delta P_{\text{КС}}^*$ и перепада на стенке жаровой трубы $\Delta P_{\text{жт}}^*$ исследуемой камеры сгорания [8].

По результатам продувки построены зависимости $\Delta P_{\text{КС}}^*$ и $\Delta P_{\text{жт}}^*$ при различных значениях λ_2 (рис. 9).

Видно, что с увеличением приведенной скорости увеличивается перепад на стенке жаровой трубы, а также растут потери в камере сгорания. Для двигателя НК-16СТ на номинальном режиме работы приведенная скорость λ_2 составляет 0,28. При этом значении — $\Delta P_{\text{жт}}^* = 3\%$, $\Delta P_{\text{КС}}^* = 5\%$ [9].

Для определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок соответствующей зоны необходимо знать пропускную способность камеры сгорания при λ_2 , соответствующей работе двигателя [10].

Для этого строится зависимость пропускной способности камеры сгорания от перепада на стенке жаровой трубы (рис. 10).

Зная, что перепад давления на стенке жаровой трубы при $\lambda_2 = 0,28$ составляет 3 %, находим пропускную способность камеры сгорания, которая составляет

$$B_{\text{КС}} = 240 \frac{\text{см}^2 \cdot \sqrt{K}}{c}.$$

Коэффициент избытка воздуха за горелками дежурной зоны определяется произведением пропускной способности одной горелки дежурной зоны на количество горелок во фронтальном устройстве камеры сгорания:

$$B_{\phi} = n \cdot B, \quad (4)$$

где n — количество горелок дежурной зоны во фронтальном устройстве (32 шт. для рассматриваемой камеры сгорания); B — пропускная способность горелки дежурной зоны при перепаде $P_{\text{вх}}^* / P_{\text{н}}^* = 1,03$ составляет 0,37 (рис. 6).

Доля воздуха, поступившая в зону горения, определяется с помощью отношения пропускной способности фронтального устройства к пропускной способности камеры сгорания, для заданного перепада давлений $P_{\text{вх}}^* / P_{\text{н}}^* = 1,03$ [11]:

$$K = (B_{\phi} / B_{\text{КС}}), \quad (5)$$

где B_{ϕ} — пропускная способность фронтального устройства; $B_{\text{КС}}$ — пропускная способность камеры сгорания.

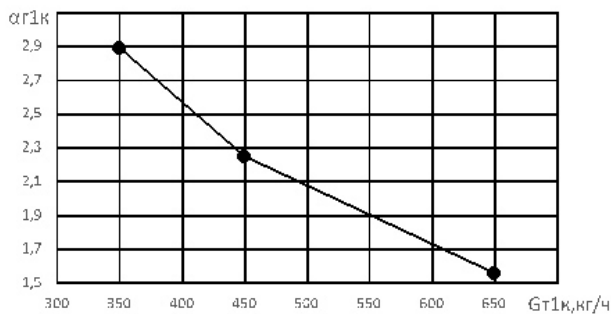


Рис. 11. Изменение $\alpha_{Г1к}$ в зависимости от расхода топлива в дежурной зоне
Fig. 11. Changing of $\alpha_{Г1к}$ depending on fuel consumption in the standby area

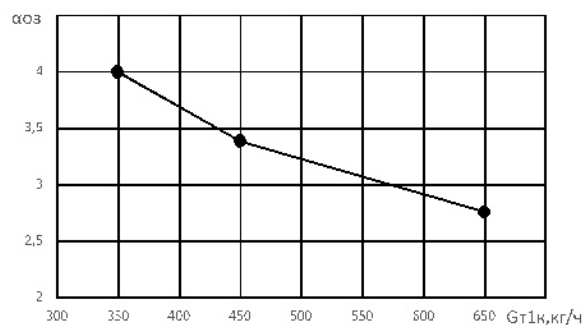


Рис. 13. Изменение $\alpha_{ОЗ}$ в зависимости от расхода топлива в дежурную зону
Fig. 13. Changing of $\alpha_{ОЗ}$ depending on fuel consumption in the standby zone

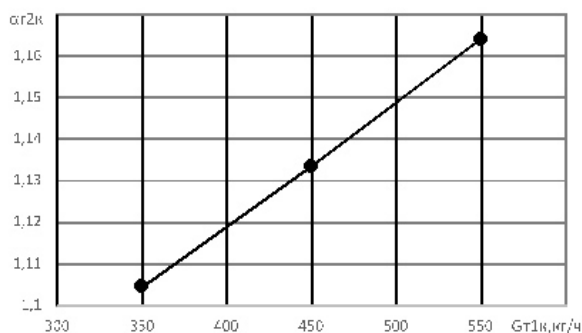


Рис. 12. Изменение $\alpha_{Г2к}$ в зависимости от расхода топлива в дежурную зону
Fig. 12. Changing of $\alpha_{Г2к}$ depending on fuel consumption in the standby zone

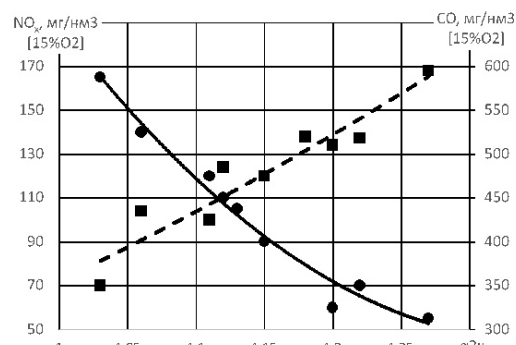


Рис. 14. Изменение концентраций NO_x и CO в зависимости от $\alpha_{Г2к}$ в дежурной зоне: ■ — CO ; ● — NO_x
Fig. 14. Changing of NO_x and CO concentrations depending on $\alpha_{Г2к}$ in the duty area: ■ — CO ; ● — NO_x

Коэффициент избытка воздуха в зоне горения определяется по формуле:

$$\alpha_{\text{гор}} = \frac{G_{\text{вкс}} \cdot K}{(L_0 \cdot G_{\text{т}})}, \quad (6)$$

где $G_{\text{вкс}}$ — расход воздуха на входе в камеру сгорания; $G_{\text{т}}$ — расход топлива в горелке рассматриваемой зоны; L_0 — стехиометрический коэффициент для рассматриваемого топлива.

По аналогичному принципу определяется коэффициент избытка воздуха в основной зоне горения [12].

Сформулируем алгоритм последовательности выполнения экспериментального определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок камеры сгорания:

1. Определить пропускную способность горелки на различных перепадах давления.
2. Выявить перепад на стенках жаровой трубы при различных приведенных скоростях на входе в камеру сгорания.
3. Определить пропускную способность камеры сгорания при различных перепадах давления на жаровой трубе.
4. Зная приведенную скорость, с которой воздух поступает в камеру сгорания на максимальном режиме работы двигателя, вычислить перепад давления на стенках жаровой трубы при данной скорости.
5. На заданном перепаде давления установить пропускную способность камеры сгорания.

6. Рассчитать пропускную способность фронтального устройства и горелок основной и дежурной зоны.

7. Определить коэффициент избытка воздуха на основной и дежурной зонах.

Учитывая, что в процессе работы камеры сгорания в составе двигателя выполняется регулирование расхода топлива по зонам и последовательная подача топлива в дежурные горелки составляет 350, 500 и 650 кг/ч, выполним расчет коэффициента избытка на выходе из горелок основной и дежурной зоны камеры сгорания [13–16].

По полученным данным (рис. 11) видно, что при увеличении подачи топлива в горелки дежурной зоны коэффициент избытка воздуха в них уменьшается, смесь становится «богаче», и коэффициент избытка воздуха лежит в пределах $\alpha_{Г1} = 2,9–1,8$. Для достижения коэффициента избытка воздуха в горелках дежурной зоны до значения $\alpha_{Г1} = 1,5$ необходимо увеличить подачу топлива до 650 кг/ч.

На рис. 12 видно, что коэффициент избытка воздуха на выходе из горелок основной зоны растет при увеличении подачи топлива в горелки дежурной зоны, так как происходит перераспределение топлива.

Если принять, что в основную зону камеры сгорания поступило уже все топливо и весь воздух, участвующие в процессе горения, то коэффициент избытка воздуха в основной зоне камеры сгорания $\alpha_{ОЗ}$ можно представить как сумму коэффициентов избытка воздуха $\alpha_{Г1к} + \alpha_{Г2к}$, выходящих из горелок. Исходя из этого, в исследовании была получена зависимость изменения коэффициента избытка

воздуха от расхода топлива (рис. 13). Таким образом, при выполнении регулирования расхода топлива коэффициент избытка воздуха в основной зоне α_{02} находится в пределах от 4 до 2,7.

Рассмотрим данные концентрации токсичных веществ, полученные при испытании газотурбинной установки во время регулирования расхода топлива по зонам камеры сгорания.

Согласно графику на рис. 14, регулирование расхода топлива по зонам двухзонной камеры сгорания позволяет менять уровни концентрации выбросов токсичных веществ, таких как NO_x и CO . Пересечение этих графиков наблюдается при $\alpha_{г2к} = 1,12$, при котором $\text{NO}_x = 110 \text{ мг/м}^3$, а $\text{CO} = 450 \text{ мг/м}^3$. В выбросах токсичных веществ наблюдается завышенное значение концентрации CO по сравнению с требованиями отраслевого стандарта [17]. Выбросы NO_x достигают значения до 50 мг/м^3 , при $\alpha_{г2к} = 1,27$, что относится к уровню малоэмиссионных камер сгорания.

По результатам выполненной работы можно заключить, что разработанный экспериментальный способ определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок камеры сгорания позволяет сформировать программу подачи топлива в автоматизированной системе управления камеры сгорания. В процессе выполненной работы определены оптимальные коэффициенты избытка воздуха в зонах камеры сгорания, при выдерживании которых можно обеспечивать минимальные выбросы вредных загрязняющих веществ на всех режимах работы газотурбинной установки.

Выводы

Разработан экспериментальный способ определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок камеры сгорания с последовательным расположением зон.

Такой способ может быть полезен при написании программы регулирования расхода топлива по зонам камеры сгорания для обеспечения минимизации выбросов вредных веществ в выхлопных газах газотурбинной установки.

Данный способ может быть использован при изменении приведенной скорости на входе в камеру сгорания вследствие форсирования параметров компрессора, а также при выполнении доводочных работ по совершенствованию процессов в камере сгорания.

Список источников / References

1. Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions. 3rd ed. CRC Press, 2010. 537 p. DOI: 10.1201/9781420086058.
2. Постников А. М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. Самара: ЧИЦ РАН, 2002. 286 с.
3. Постников А. М. Snizheniye oksidov azota v vykhlopnykh gazakh GTU [Reduction of nitrogen oxides in the exhaust gases of the GTD]. Samara, 2002. 286 p. (In Russ.).
3. Гриценко Е. А. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения. Самара: ЧИЦ РАН, 2004. 266 с. ISBN 5-93424-139-7. EDN: QMINEB.
4. Gritsenko E. A. Konvertirovaniye aviatsionnykh GTD v gazoturbinnyye ustanovki nazemnogo primeneniya [Conversion of aviation GTE to ground-based gas turbine devices]. Samara, 2004. 266 p. ISBN 5-93424-139-7. EDN: QMINEB. (In Russ.).
4. Бантиков Д. Ю., Гречников О. В., Роголев В. В., Цыбизов Ю. И. Пути совершенствования горелок двухзонных камер сгорания // Вестник Самарского государственного

аэрокосмического университета им. академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5-2 (47). С. 88–94. EDN: UGCLPZ.

Bantikov D. Yu., Grechnikov O. V., Rogalev V. V., Tsybizov Yu. I. Puti sovershenstvovaniya gorelok dvukhzonnykh kamer sgoraniya [Ways of improving burners of two-staged combustion chambers]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta). Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering. 2014. No. 5-2 (47). P. 88–94. EDN: UGCLPZ. (In Russ.).

5. Гречишников О. В., Остапец И. И., Росляков А. Д., Цыбизов Ю. И. Гомогенные горелки двухзонных камер сгорания // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3-1 (41). С. 65–72. EDN: RYADWD.

Grechishnikov O. V., Ostapets I. I., Roslyakov A. D., Tsybizov Yu. I. Gomogenyye gorelki dvukhzonnykh kamer sgoraniya [Homogeneous burners of two-staged combustion chambers]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta). Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering. 2013. No. 3-1 (41). P. 65–72. EDN: RYADWD. (In Russ.).

6. Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3-1 (41). С. 131–138. EDN: RYAEAJ.

Markushin A. N., Baklanov A. V. Ispytatel'nyye stendy dlya issledovaniya protsessov i dovodki nizkoemissionnykh kamer sgoraniya GTD [Test benches for researching the processes and operational development of low emission gas turbine engine combustion chambers]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta). Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering. 2013. No. 3-1 (41). P. 131–138. EDN: RYAEAJ. (In Russ.).

7. Ланский А. М., Лукачев С. В., Матвеев С. Г. [и др.]. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара: ЧИЦ РАН, 2009. 335 с. ISBN 978-5-93424-461-4. EDN: QNWJQN.

Lanskiy A. M., Lukachev S. V., Matveyev S. G. [et al.]. Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD [Operational process of combustion chambers of small-sized GTE]. Samara, 2009. 335 p. ISBN 978-5-93424-461-4. EDN: QNWJQN. (In Russ.).

8. Гриценко Е. А., Данильченко В. П., Лукачев С. В. [и др.]. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. Самара: ЧИЦ РАН, 2002. 527 с.

Gritsenko E. A., Danil'chenko V. P., Lukachev S. V. [et al.]. Nekotoryye voprosy proyektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Some design issues of the aircraft gas turbine engines]. Samara, 2002. 527 p. (In Russ.).

9. Бакланов А. В., Маркушин А. Н. Особенности проектирования и доводки LPP-камеры сгорания // Вестник Казанского государственного технического университета им. А. Н. Туполева. 2017. Т. 73, № 2. С. 56–61. EDN: ZHUXLN.

Baklanov A. V., Markushin A. N. Osobennosti proyektirovaniya i dovodki LPP-kamery sgoraniya [Design features and refinement of the LPP-combustion chamber]. Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A. N. Tupoleva. Bulletin of KSTU. 2017. Vol. 73, no. 2. P. 56–61. EDN: ZHUXLN. (In Russ.).

10. Данильченко В. П., Лукачев С. В., Ковылов Ю. Л. [и др.]. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Самара: ЧИЦ РАН, 2008. 620 с. ISBN 978-5-93424-357-0. EDN: QNVLRB.

Danil'chenko V. P., Lukachev S. V., Kovylov Yu. L. [et al.]. Proyektirovaniye aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley

[Design of the aircraft gas turbine engines]. Samara, 2008. 620 p. ISBN 978-5-93424-357-0. EDN: QNVLRB. (In Russ.).

11. 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. EDN: UPSSHQ.

Markushin A. N., Baklanov A. V. Rezul'taty ispytaniy zakoksovannykh forsunok kamer sgoraniya semeystva NK promyvkooy smes'yu kerosina s tekhnicheskim moyushchim sredstvom [Test results of washing-out of coked atomizers of NK family combustion chambers by mixture of kerosene with technical detergent]. *Trudy MAI*. 2018. No. 99. EDN: UPSSHQ. (In Russ.).

12. Halder M., Dash S., Som S. Initiation of air core in a simplex nozzle and the effects of operating and geometrical parameters on its shape and size. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2002. Vol. 26. P. 871–878. DOI: 10.1016/S0894-1777(02)00153-X.

13. Sadiki A., Repp S., Schneider C. [et al.]. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustor flows. *Progress in Computational Fluid Dynamics*. 2003. Vol. 3, no. 2-4. P. 78–88. DOI: 10.1504/PCFD.2003.003778.

14. 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. P. 2038–2053. DOI: 10.1016/j.combustflame.2014.01.024.

15. 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. P. 929–36. DOI: 129. 10.1115/1.2747259.

16. Lieuwen T. C., Yang, V. Combustion instabilities in gas turbine engines: Operational experience, fundamental mechanisms, and modeling (Progress in astronautics and aeronautics). *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. 2005. 657 p.

17. 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.).

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

SPIN-код: 7426-5434

AuthorID (РИНЦ): 847413

ORCID: 0009-0000-5045-3815

Адрес для переписки: andreybaklanov@bk.ru

Прозрачность финансовой деятельности: автор не имеет финансовой заинтересованности в представленных материалах и методах. Конфликт интересов отсутствует.

Статья поступила в редакцию 28.04.2025; одобрена после рецензирования 18.09.2025; принята к публикации 02.10.2025.

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

SPIN-code: 7426-5434

AuthorID (RSCI): 847413

ORCID: 0009-0000-5045-3815

Correspondence address: andreybaklanov@bk.ru

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

The article was submitted 28.04.2025; approved after reviewing 18.09.2025; accepted for publication 02.10.2025.