

УДК 621.438.577.4

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-352-367

Для цитирования: Бакланов А. В. Пропускная способность горелок для камер сгорания со сниженным содержанием оксидов азота в продуктах сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 352–367. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-352-367.

For citation: Baklanov A. V. [The capacity of burners for combustion chambers with reduced nitrogen oxide content in combustion products of the NK-16ST gas turbine engine]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 352–367. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-352-367.

Пропускная способность горелок для камер сгорания со сниженным содержанием оксидов азота в продуктах сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ

А. В. Бакланов

АО «Казанское моторостроительное производственное объединение»
Российская Федерация, 420036, г. Казань, ул. Дементьева, 1
E-mail: andreymbaklanov@bk.ru

Аннотация. В статье представлены конструкции нескольких вариантов камер сгорания для двигателя НК-16СТ. Конструкции камер сгорания выполнены в рамках известных концепций малоэмиссионного сжигания топлива, направленных на снижение выбросов оксидов азота. Рассмотрена серийная камера сгорания со ступенчатым подводом воздуха по длине жаровой трубы, камера сгорания с уменьшенным объемом жаровой трубы, двухзонная камера сгорания, а так же камера сгорания с предварительной подготовкой топливновоздушной смеси в горелочном устройстве. Рассмотрены особенности горелочных устройств данных камер сгорания. Для серийной камеры сгорания горелочное устройство содержит форсунку, завихритель и диффузорный сопловой насадок, для укороченной камеры сгорания используется конфузорный сопловой насадок, двухзонная камера сгорания содержит два вида горелочных устройств: диффузионные для дежурной зоны и предварительного смешения для основной зоны. Камера сгорания с предварительной подготовкой топливновоздушной смеси содержит двухконтурное горелочное устройство с полыми лопатками и центральной форсункой, что позволяет выполнять регулирование расхода топлива по контурам для обеспечения необходимого уровня выбросов токсичных веществ на соответствующих режимах работы двигателя. В работе также приводится описание стендового оборудования для продувки горелочных устройств, на котором проведены испытания по определению их расходных характеристик. Выведен параметр пропускной способности, который определен для каждого горелочного устройства. Приводится описание стендового оборудования для продувки камер сгорания, на котором проведены испытания по определению потерь давления на стенках жаровых труб камер сгорания и суммарных потерь давления в камере сгорания при различных входных условиях по скорости воздуха. Представлен расчетно-экспериментальный способ определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелочных устройств. Определено, что в рассмотренных камерах сгорания наблюдается тенденция к обеднению топливновоздушной смеси на выходе из горелочного устройства, что обеспечивает снижение выбросов оксидов азота. Реализация регулирования расхода топлива по соответствующим зонам камеры сгорания позволяет обеспечивать оптимальный уровень выбросов на различных режимах работы двигателя.

Ключевые слова: выбросы оксидов азота, камера сгорания, газотурбинный двигатель, продукты сгорания, горелочное устройство, газообразное топливо, малоэмиссионное горение.

The capacity of burners for combustion chambers with reduced nitrogen oxide content in combustion products of the NK-16ST gas turbine engine

A. V. Baklanov

JSC "Kazan Engine Production Association"
1, Dementyev St., Kazan, 420036, Russian Federation
E-mail: andreybaklanov@bk.ru

Abstract. The article presents the designs of several variants of combustion chambers for the NK-16ST engine. The combustion chamber designs are made within the framework of known concepts of low-emission fuel combustion to reduce nitrogen oxide emissions.

A serial combustion chamber with a stepped air supply along the length of the flame tube is considered. A combustion chamber with a reduced volume of the flame tube and a two-zone combustion chamber, as well as a combustion chamber with preliminary preparation of the fuel-air mixture in the burner device are considered.

The features of burner devices of these combustion chambers are considered. For a serial combustion chamber, the burner device contains a nozzle, a swirler and a diffuser nozzle attachment. For a shortened combustion chamber, a confuser nozzle attachment is used. A two-zone combustion chamber contains two types of burner devices: diffusion for the duty zone and with preliminary mixing for the main zone. The combustion chamber with preliminary preparation of the fuel-air mixture contains a dual-circuit burner device with hollow blades and a central nozzle, which allows for regulation of fuel consumption along the circuits to ensure the required level of toxic emissions in the corresponding engine operating modes.

The paper also provides a description of the bench equipment for purging burner devices, on which tests were conducted to determine their flow characteristics. The parameter of throughput, which is determined for each burner device, is derived.

A description is given of the test bench equipment for purging combustion chambers, on which tests were carried out to determine pressure losses on the walls of combustion chamber fire tubes and total pressure losses in the combustion chamber under various inlet conditions for air velocity.

A calculation and experimental method for determining the excess air coefficient at the outlet of the burner devices is presented. It is determined that in the combustion chambers under consideration, there is a tendency for the fuel-air mixture to become leaner at the outlet of the burner device. This ensures a reduction in nitrogen oxide emissions. Regulation of fuel consumption in the corresponding combustion chamber zones allows for an optimal level of emissions in various engine operating modes.

Keywords: nitrogen oxide emissions, combustion chamber, gas turbine engine, combustion products, burner device, gaseous fuel, low-emission combustion.

Введение

В настоящее время особые требования предъявляются к камерам сгорания промышленных ГТУ по обеспечению эмиссии вредных веществ, выбрасываемых с выхлопными газами, таких как окислы азота – NO_x , окислы углерода – CO , CO_2 несгоревшие частицы – C_nH_m и частицы углерода (дым). Основное внимание двигателестроителей сосредотачивается на снижении уровня эмиссии NO_x и CO . Концентрация CO определяется полнотой сгорания в камере сгорания ГТД: чем выше коэффициент полноты сгорания, тем меньше концентрация CO в выхлопных газах. Для современных и перспективных двигателей требования к процессу сгорания определяются величиной коэффициента полноты сгорания на уровне не ниже $\eta = 0,995$ в широком диапазоне работы двигателя, что автоматически приводит к низкой эмиссии окислов углерода, несгоревших частиц и дыма, удовлетворяющих перспективным экологическим требованиям [1].

Рассмотрим некоторые основные закономерности, определяющие количество образовавшихся окислов азота при сгорании топлива. Известно три основных механизма образования окислов азота: термический, топливный и быстрый. Скорость реакций очень сильно зависит от характера процесса горения и, особенно, от температуры, как будет показано ниже, а также коэффициента избытка воздуха α . Наибольшую долю вносит термический NO, образующийся при реагировании кислорода и азота, содержащихся в воздухе, необходимом для горения. NO_x начинает образовываться в первичной зоне горения по фронту пламени. Образование его сильно зависит от температуры и очень быстро идет реакция образования при температуре свыше 1300 °С. Топливный NO_x образуется при низкой температуре (около 700 °С) вследствие реакции в пламени химически связанного азота, содержащегося в топливе. Этот механизм образования NO_x характерен для некоторых жидких топлив, но и в природном газе он тоже может быть в незначительных количествах, если в состав газа входит химически связанный азот [2].

Третий тип, быстрый NO_x, образуется во фронте пламени в присутствии углеводородных радикалов в основном в тяжелых углеводородных топливах, и его количество незначительно.

В стремлении снизить выбросы вредных загрязняющих веществ разработчики применяют различные концепции, реализованные в конструкции камер сгорания. В качестве объекта исследования рассмотрены камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ, предназначенного для привода нагнетателя газоперекачивающего агрегата. Параметры двигателя занесены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры ГТД НК-16СТ

Наименование параметра	Значение
Мощность, МВт	16
Эффективный КПД, %	29
Степень повышения давления	8,85
Расход топливного газа, кг/час	6249
Расход рабочего тела, кг/сек.	98
Температура газа перед турбиной, К	1100
Частота вращения силовой турбины, об/мин	5300
Температура газов на выходе из СТ, °С	450

Из табл. 1 видно, что двигатель имеет умеренные параметры теродинамического цикла.

Объект исследования

Как правило, при эксплуатации ГТУ работают с высокими нагрузками, при которых возрастают выбросы оксидов азота NO_x и снижаются выбросы монооксида углерода СО и несгоревших углеводородов C_nH_m. При сжигании природного газа в этих условиях содержание NO_x на 90–95 % определяет токсичность выхлопа, поэтому в статье основное внимание уделено проблеме снижения выбросов NO_x [3].

Серийная камера сгорания газотурбинной установки НК-16СТ (рис. 1) состоит из корпуса 3, жаровой трубы 2, патрубков смесителей 4, газового коллектора для подачи топлива к форсункам 1. Фронтное устройство 5 содержит 32 горелки 6. Жаровая труба – кольцевая, состоит из многосекционных наружного 7 и внутреннего кожухов 8, обеспечивающих подачу воздуха в зону горения через отверстия и конвективно-плечное охлаждение стенок.

Выбросы оксидов азота двигателей с данной камерой сгорания удовлетворяют требованиям ГОСТа [4], предъявляемым к выбросам токсичных веществ стационарных ГТД при нормальных атмосферных условиях и 15%O₂ составляют NO_x ≤ 150 мг/м³; СО ≤ 300 мг/м³.

Модернизированный вариант серийной камеры сгорания (рис. 2.) представляет кольцевую камеру сгорания малой длины, технология снижения NO_x которой заключается в усовершенст-

вовании серийной кольцевой камеры сгорания путем изменения формы фронтального устройства, приводящей к «обеднению» первичной зоны. Горелочное устройство частичного смешения обеспечило интенсивное выгорание топлива, что позволило укоротить жаровую трубу с 575 до 347 мм. Это привело к снижению выбросов NO_x до 40 % по сравнению с серийной камерой сгорания и составило $\text{NO}_x \leq 100 \text{ мг/м}^3$ [5].

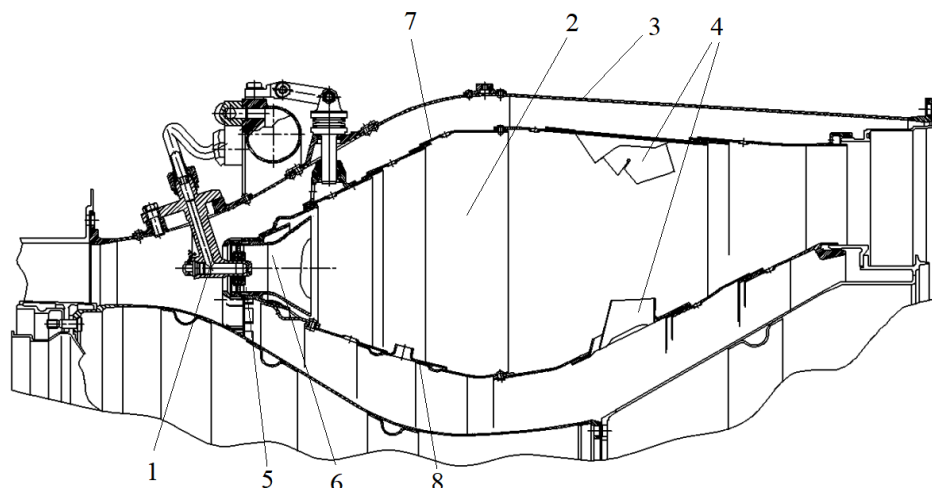


Рис. 1. Конструктивная схема серийной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 1. Structural diagram of the serial combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

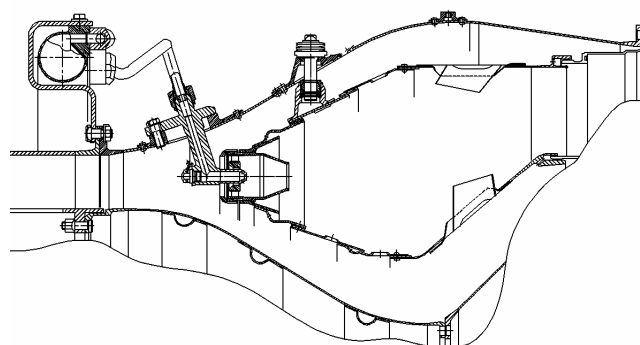


Рис. 2. Конструктивная схема укороченной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 2. Structural diagram of the shortened combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

Учитывая вышеизложенные механизмы образования NO_x существует схема двухэтапного сжигания топлива в двухзонных камерах сгорания. По этой схеме коэффициент избытка топлива в первой зоне составляет 1,2–1,5 с переходом в более бедное сжигание топлива во второй зоне. Такая схема предполагает регулирование расхода топлива по контурам камеры сгорания.

Процесс сгорания в двухзонных камерах сгорания выглядит следующим образом. В первичной зоне сжигается 8–15 % топлива при «богатой» смеси, т. е. в первичной зоне сгорание идет по диффузионному принципу. Горение в первичной зоне создает стабилизирующее пламя для устойчивого горения «бедной» смеси вторичной зоны. Во вторичной зоне происходит сжигание остальной массы топлива при $\alpha > 1,5$, что дает существенное снижение образования окислов азота.

В корпусе камеры размещены фронтальное устройство с 32 диффузионными горелками дежурной зоны и жаровая часть, в которой установлены 42 горелки предварительного смешения основной зоны (рис. 3). Диффузионные горелки дежурной зоны имеют каждая двухконтурный завихритель воздуха с топливной форсункой. Горелка предварительного смешения состоит

из корпуса с тангенциальными пазами для прохода воздуха и смесительного конфузорного патрубка, сопло которого входит в отверстие в наружной стенке жаровой части. На стенке корпуса горелки размещены топливные отверстия. 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 пережатие сечения жаровой трубы $\sim$ на 40 % относительно минимального сечения основной зоны. На входе жаровой трубы установлен перфорированный обтекатель, служащий для крепления жаровой трубы к корпусу и организации безотрывного течения воздуха [6]. Двигатель с данной камерой сгорания обеспечил выбросы $\text{NO}_x = 65 \text{ мг/м}^3$.

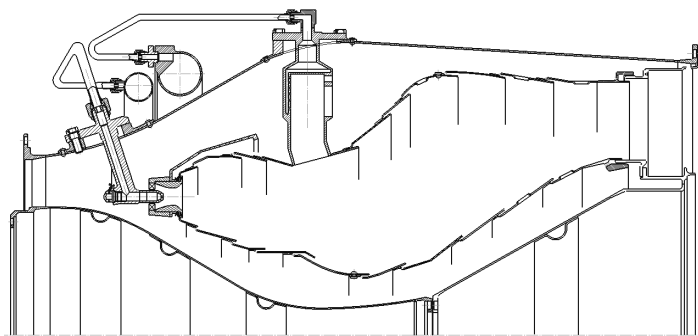


Рис. 3. Конструктивная схема двухзонной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 3. Structural diagram of the two-zone combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

Учитывая, что современные тенденции в области экологической безопасности обязывают разработчиков принимать новые решения для обеспечения низкого выброса токсичных веществ, разработана камера сгорания (рис. 4), работающая по принципу LPP – Lean Prevaporized Premixed (дословно: «бедная» предварительно испаренная, перемешанная смесь).

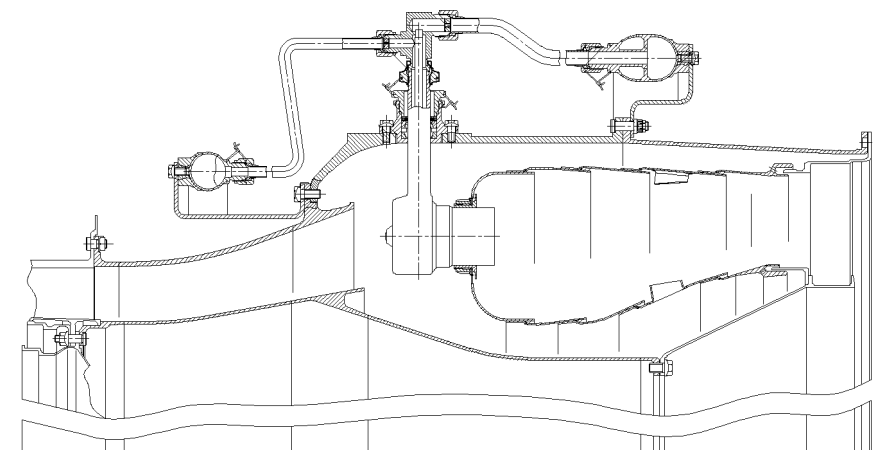


Рис. 4. Конструктивная схема (LPP) камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 4. Structural diagram (LPP) of the combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

Основным конструктивным элементом камеры сгорания, который служит для подготовки топливоздушной смеси, стабилизации пламени и формирования состава смеси, является горелочное устройство [7].

Для реализации устойчивой работы камеры сгорания во всём диапазоне рабочих режимов горелка выполнена двухконтурной. Топливный газ через отверстия в лопатках завихрителя

(основной контур) поступает в поток воздуха, идущий по межлопаточным каналам, и образует на выходе из горелки хорошо перемешанную топливовоздушную смесь.

Для устойчивой работы камеры на низких режимах, а также при розжиге, в горелке за центральным телом находится «дежурная зона», воздух и топливо в которую подаются отдельно через специальные отверстия в задней стенке развитой втулки завихрителя, формируя при этом диффузионный факел.

Двигатель с камерой сгорания, выполненной в рамках данного подхода, позволил достичь выбросов $\text{NO}_x \leq 50 \text{ мг/м}^3$ [8].

Из рис. 5 видно, что постановка укороченной камеры сгорания позволила выйти на нижний предел в поле выбросов традиционных камер сгорания. Двухзонная камера вывела на верхний предел в поле выбросов малоэмиссионных камер сгорания. Постановка LPP камеры позволила достичь наименьших выбросов оксидов азота и в поле выбросов малоэмиссионных камер сгорания занять самое низкое положение.

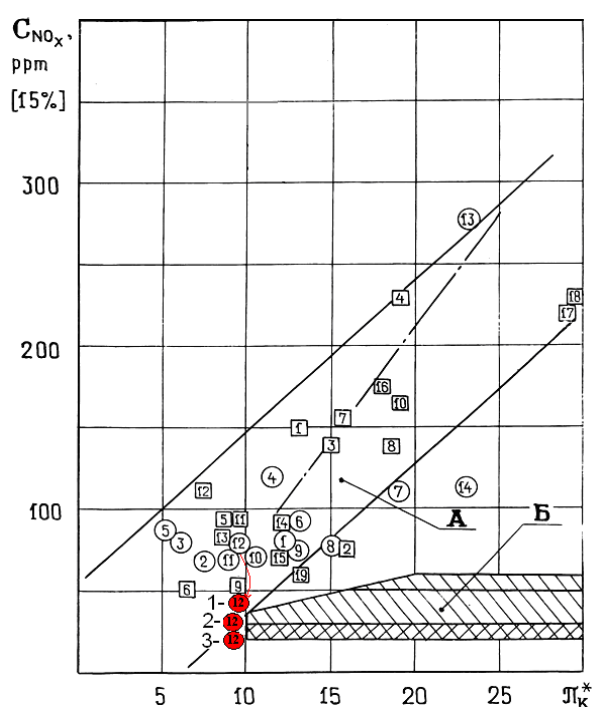


Рис. 5. Статистика выбросов NO_x ГТУ с традиционными камерами сгорания (природный газ, без впрыска воды или пара) [4]:

- – зарубежные ГТУ: 1 – DR-990; 2 – MW401D; 3 – FT-4; 4 – FT-8A; 5 – Центравр; 6 – Сатурн-20; 7 – Марс-90; 8 – RB-211; 9 – Коберра 2649; 10 – Коберра 3145; 11 – Коберра 182; 12 – ГТН-10И (Р6-10); 13 – ГТН-25И (РГ-25); 14 – 501KB5; 15 – 570K; 16 – LM 2500; 17 – LM 5000; 18 – LM 6000; 19 – GT-13E;
- – отечественные ГТУ: 1 – ГТН-25; 2 – ГТК-16; 3 – ГТН-6; 4 – ГТН-16; 5 – ГТ6-750; 6 – ГТН-25-1; 7 – АЛ-31СТ; 8 – ДЗ36-1,2; 9 – ДЖ-59; 10 – ГПУ-10; 11 – НК-12СТ; 12 – НК-16 (серийная КС).
- 1–12 (укороченная КС), 2–12 (двухзонная КС), 3–12 (КС LPP); 13 – НК-36СТ (Д); 14 – НК-36СТ (К)
- А – зона традиционных камер сгорания, Б – зона малотоксичных КС

Fig. 5. Statistics of NO_x emissions of gas turbines with traditional combustion chambers (natural gas, without water or steam injection) [4]:

- – foreign gas turbines: 1 – DR-990; 2 – MV401D; 3 – FT-4; 4 – FT-8A; 5 – Centravr; 6 – Saturn-20; 7 – Mars-90; 8 – RB-211; 9 – Koberra 2649; 10 – Koberra 3145; 11 – Koberra 182; 12 – GTN-10I (R6-10); 13 – GTN-25I (PG-25); 14 – 501KV5; 15 – 570K; 16 – LM 2500; 17 – LM 5000; 18 – LM 6000; 19 – GT-13E;
- – domestic gas turbines: 1 – GTN-25; 2 – GTK-16; 3 – GTN-6; 4 – GTN-16; 5 – GT6-750; 6 – GTN-25-1; 7 – AL-31ST; 8 – D336-1.2; 9 – DJ-59; 10 – GPU-10; 11 – NK-12ST; 12 – NK-16 (serial KS).
- 1–12 (shortened KS), 2–12 (two-zone KS), 3–12 (LSP KS); 13 – NK-36ST (D); 14 – NK-36ST (K)
- A – zone of traditional combustion chambers; B – zone of low-toxic combustion chambers

Расчетно-экспериментальная часть

Учитывая тенденцию к обеднению топливновоздушной смеси в зоне горения для снижения выбросов оксидов азота рассмотрим алгоритм выполнения расчетно-экспериментального определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок представленных выше камер сгорания.

1. Определяется пропускная способность горелки на различных перепадах давления.
2. Определяется перепад на стенках жаровой трубы при различных приведенных скоростях на входе в камеру сгорания.
3. Определяется пропускная 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, определяется перепад давления на стенках жаровой трубы при данной скорости.
5. На заданном перепаде давления определяется пропускная способность камеры сгорания.
6. Рассчитывается пропускная способность фронтного устройства и горелок основной и дежурной зоны, если камера сгорания двухзонная.
7. Определяется коэффициент избытка воздуха в необходимых зонах горения.

Исследования по измерению пропускной способности горелок проводились на стендовой установке (рис. 6).

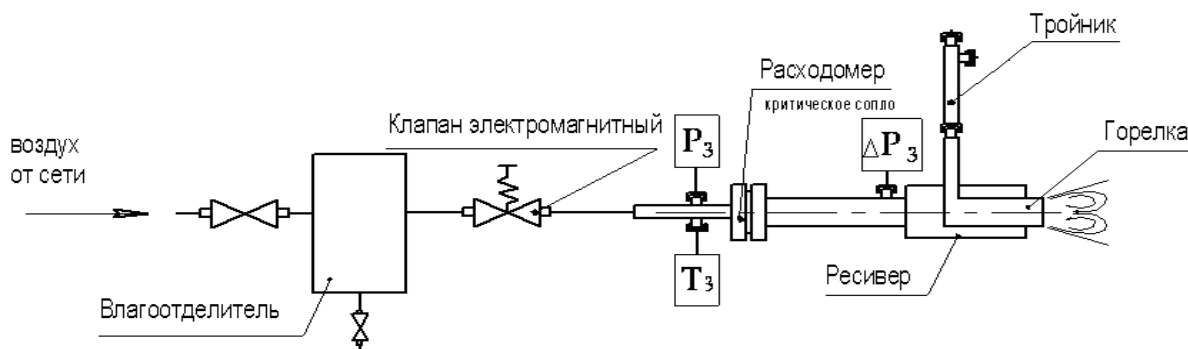


Рис. 6. Стенд определения пропускной способности горелок

Fig. 6. Stand for determining the throughput capacity of burners

Работа установки производится следующим образом: воздух от сети поступает в влагоотделитель и клапан электромагнитный, позволяющий регулировать расход воздуха, проходящего к горелке. В качестве расходомера используется критическое сопло. Перед ним производится измерение давления воздуха и температуры. Перед горелкой определяется перепад давления, на котором производится измерение пропускной способности.

Для горелок выполняется определение пропускной способности воздуха $B = f(\pi)$.

После обработки данных пропускная способность отражается в виде характеристики [9]:

$$B = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{P_B^*}, \quad \pi = \frac{P_B^*}{P_{\text{вых}}^*}, \quad (1)$$

где G_B , T_B^* , $P_{\text{вх}}^*$, $P_{\text{н}}^*$ – соответственно весовой расход воздуха, его температура, полное давление на входе в горелку и барометрическое давление. Определение B проводится при различных перепадах давления.

Рассмотрим вихревые газовые горелки серийной камеры сгорания (рис. 7), которые устанавливаются равномерно по окружности во фронтном устройстве, между внутренним и наружным кожухами жаровой трубы.

Топливо, подаваемое газовыми форсунками 1 вдоль оси каждой из горелок, перемешивается в камере смешения 3 с закрученным в завихрителе 2 потоком воздуха. В результате в первичной зоне камеры за сопловым насадком 4 каждой из вихревых горелок формируются потоки топливоздушной смеси, имеющие приосевые циркуляционные области. Наличие таких областей обеспечивает циркуляцию горячих продуктов сгорания и активных центров из зоны горения к корню факела свежей смеси, что создает условия для устойчивого воспламенения и стабилизации пламени [10].

Горелка № 2 отличается от серийной горелки конфузорным насадком и кольцевым каналом между форсункой и завихрителем (рис. 8).

Исследования, проведенные с двумя горелками, показали, что увеличение пропускной способности горелки № 2 наблюдается, начиная с перепада давления равного 2 %. При перепаде 3 %, вихревая горелка № 2 имеет по сравнению с первой, у которой, $V_3 \% = 0,59$, увеличенную пропускную способность $V_3 \% = 0,68$ (рис. 9).

Рассмотрим особенности конструкции горелок двухзонной камера сгорания с последовательным расположением дежурной и основной зон горения [11].

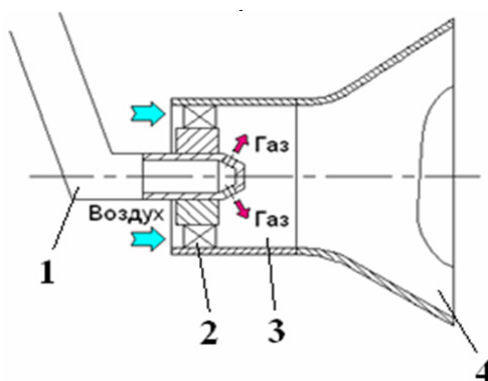


Рис. 7. Схема горелочного устройства серийной КС:
1 – струйная форсунка; 2 – завихритель; 3 – камера смешения; 4 – сопловый насадок

Fig. 7. Scheme of the burner device of a serial KS:
1 – jet nozzle; 2 – swirl; 3 – mixing chamber;
4 – nozzle attachment

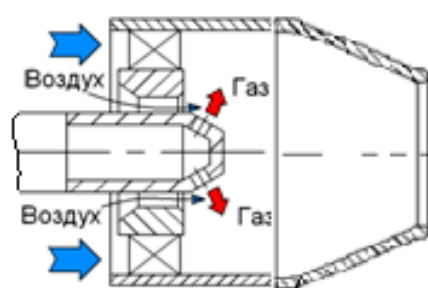


Рис. 8. Схема горелочного устройства укороченной КС

Fig. 8. Scheme of the burner device of the shortened combustion chamber

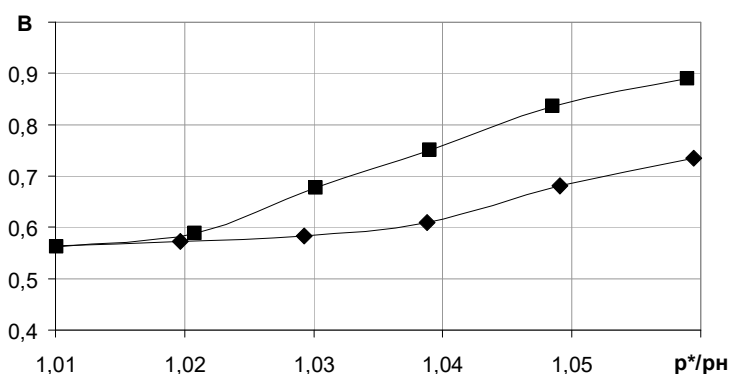


Рис. 9. Пропускная способность: ♦ – горелка № 1; ■ – горелка № 2

Fig. 9. Throughput: ♦ – burner No. 1; ■ – burner No. 2

Горелки дежурной зоны содержат завихритель, который имеет 9 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 (рис. 10).

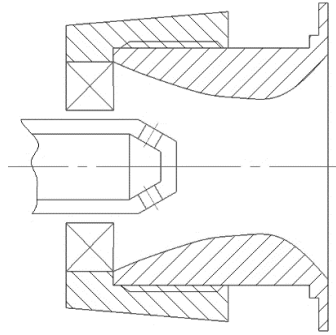


Рис. 10. Горелка дежурной зоны

Fig. 10. Burner of the duty zone

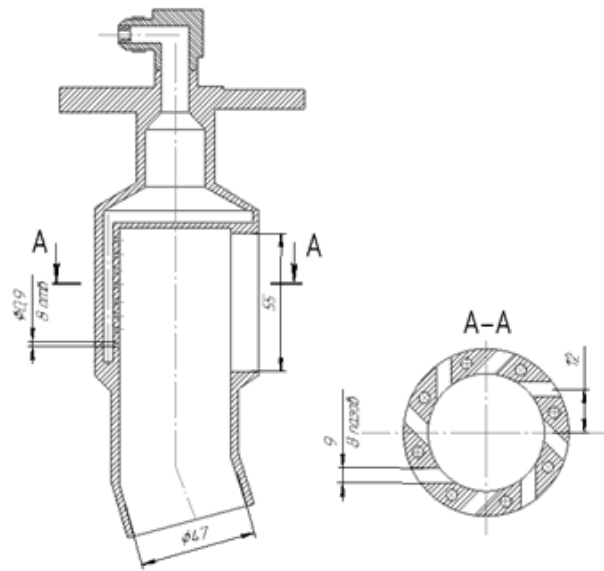


Рис. 11. Горелка основной зоны

Fig. 11. Main zone burner

Горелки основной зоны имеют восемь тангенциальных пазов высотой 55 мм и шириной 9 мм. Диаметр выходного сопла составляет 47 мм. Вдоль каждого тангенциального паза располагаются восемь отверстий диаметром 0,9 мм, предназначенных для подачи топливного газа (рис. 11).

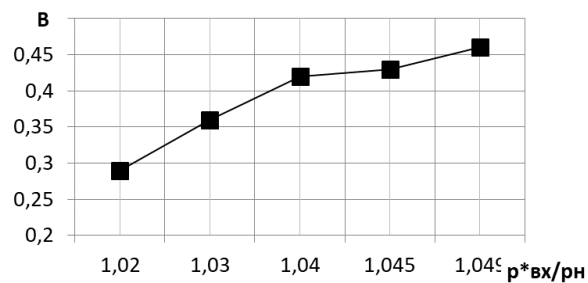


Рис. 12. Пропускная способность горелки дежурной зоны

Fig. 12. Burner capacity of the duty zone

Из рис. 12 видно, что пропускная способность B лежит в пределах 0,3–0,46. С увеличением перепада давления на горелке пропускная способность растет, и при перепаде 3 % составляет 0,35.

Из рис. 13 также наблюдается увеличение пропускной способности горелки с увеличением перепада давления. Пропускная способность B лежит в пределах 1,5–2,3 и в пять раз выше, чем у горелки дежурной зоны.

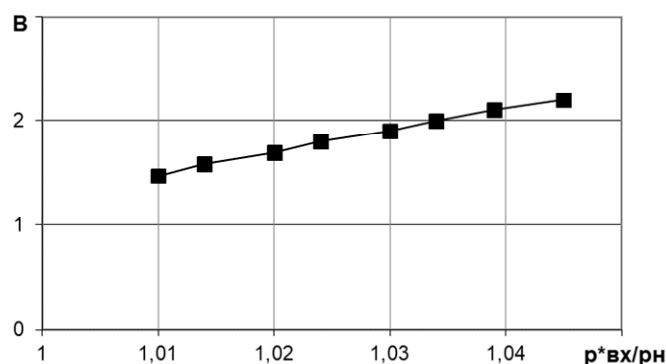


Рис. 13. Пропускная способность горелки основной зоны

Fig. 13. The capacity of the main zone burner

Рассмотрим схему горелки LPP камеры сгорания и распределение воздуха с топливом в области подготовки, стабилизации топливно-воздушной смеси. Для обеспечения регулирования расхода топлива горелка имеет два канала подвода топлива. Топливный газ через перфорированные лопатки завихрителя (основной контур) поступает в воздушный поток, идущий по межлопаточным каналам, и образует на выходе из горелки перемешанную ТВС. Для организации надежного розжига и обеспечения устойчивой работы на низких режимах двигателя, в центр горелки подводится второй канал топлива, образуя дежурную зону, работающую по диффузионному принципу [12]. Воздух и топливо в нее подаются отдельно через специальные каналы в задней стенке завихрителя (рис. 14).

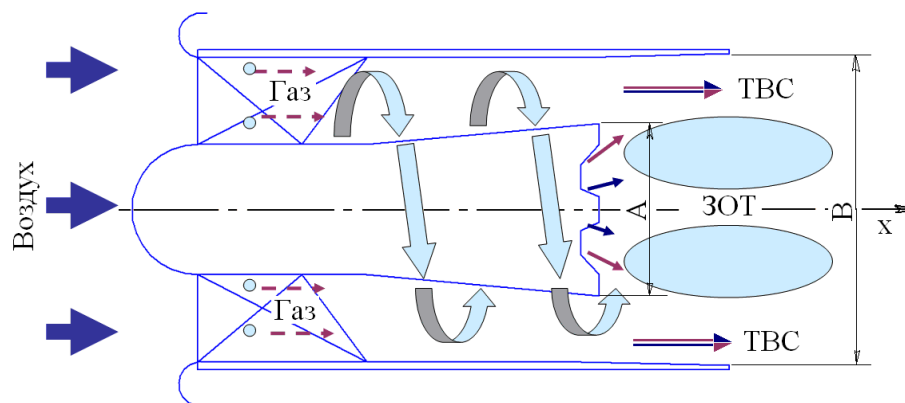


Рис. 14. Схема горелки и картина течения потока

Fig. 14. Burner diagram and flow pattern

Схема комбинированной стабилизации пламени основана на использовании трёх механизмов [13]:

- 1) формирование радиального градиента статического давления при закрутке, способствующего приосевому распаду закрученного потока;
- 2) действие градиента на срезе центрального тела (развитой втулки завихрителя);
- 3) газодинамическая стабилизация на струях воздуха, вдуваемого из отверстий центральной форсунки.

Горелка (рис. 15), выполненная в рамках данной схемы, содержит завихритель с соплом и полыми лопатками, содержащими отверстия подачи топлива (второй контур). Завихритель содержит расширяющееся центральное тело, в котором установлена форсунка с каналами подвода топлива (первый контур).

Данная горелка при перепаде давления 3 % имеет самую высокую пропускную способность $B = 2,25$ из всех ранее рассмотренных горелок (рис. 16).

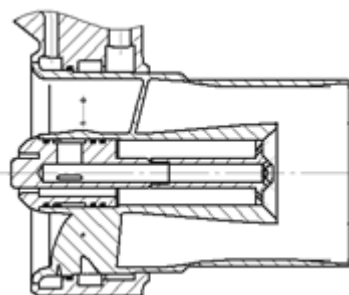


Рис. 15. Горелка LPP камеры сгорания

Fig. 15. LPP combustion chamber burner

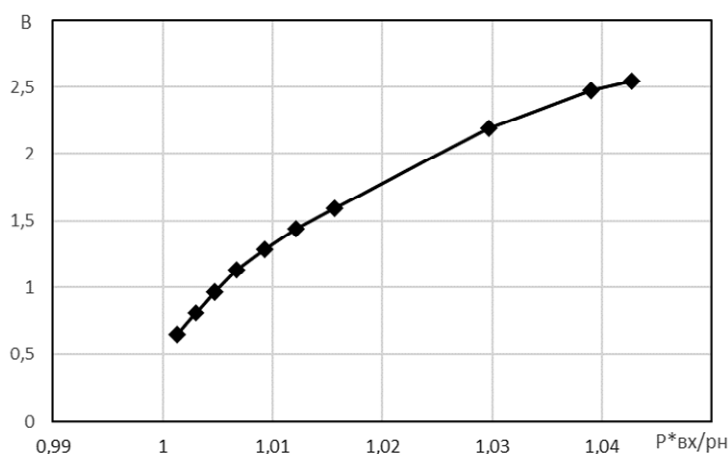


Рис. 16. Пропускная способность горелки

Fig. 16. Burner capacity

Пропускная способность камеры сгорания определяется на стенде, схема которого показана на рис. 17. Стенд оборудован необходимыми системами измерения параметров и их регистрации. В составе стенда находится источник сжатого воздуха, который служит для подвода воздуха к испытываемой камере сгорания. Сжатый воздух подается по трубопроводу, проходя измерительный участок, в котором при помощи расходомерного устройства (труба Вентури) измеряется расход воздуха. Температура воздуха измеряется термопарой группы хромель-алюмель.

Во время испытаний на стенде определяются приведенная скорость на входе в камеру сгорания и перепады давления на стенках жаровой трубы при увеличении расхода воздуха [14].

Для определения потерь полного давления в камере сгорания и перепада давления на стенках жаровой трубы камера последовательно продувается воздухом при различных значениях приведенной скорости потока 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 $P_{нар}^*$ и $P_{вн}^*$ (с наружной и внутренней стороны соответственно) и на выходе из камеры P_4^* .

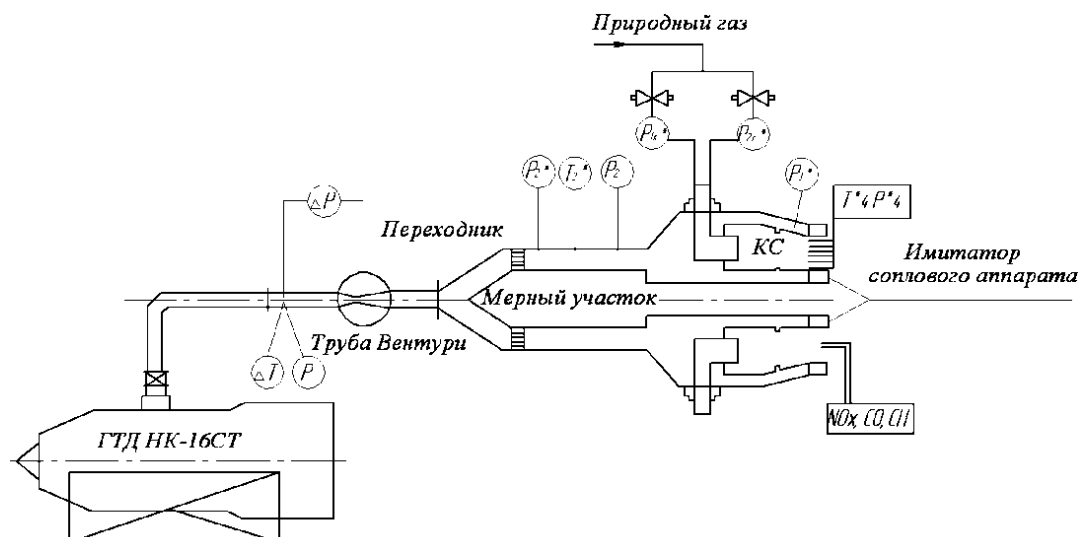


Рис. 17. Схема стенда испытаний камер сгорания

Fig. 17. Scheme of the combustion chamber test stand

Потери полного давления в камере сгорания определяются по формуле [15]:

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

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.

По результатам продувки построены зависимости $\Delta P_{\text{КС}}^*$ и $\Delta P_{\text{ЖТ}}^*$ при различных значениях λ_2 (рис. 18).

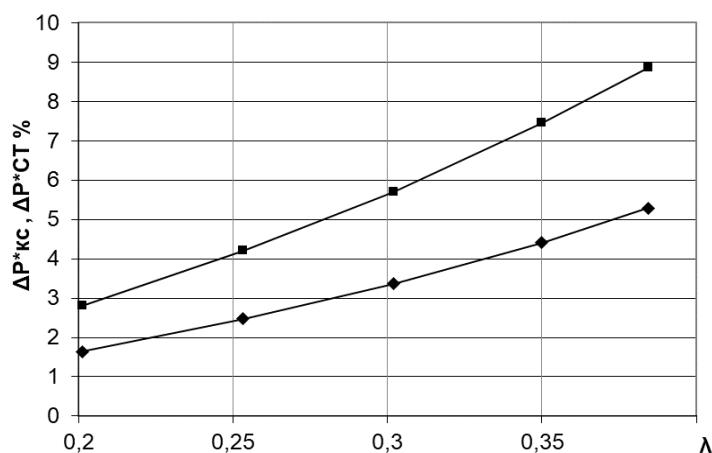

 Рис. 18. Потери на стенке жаровой трубы и в камере сгорания $\Delta P_{\text{КС}}^*$, $\Delta P_{\text{СТ}}^*$ %

 Fig. 18. Losses on the wall of the flame tube and in the combustion chamber $\Delta P_{\text{КС}}^*$ combustion chamber, $\Delta P_{\text{СТ}}^*$ wall %

Из рис. 18 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 $\Delta P_{\text{жт}}^* = 3\%$, $\Delta P_{\text{КС}}^* = 5\%$.

Для определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок соответствующей зоны необходимо знать пропускную способность камеры сгорания, при λ_2 соответствующей работе двигателя [16]. Для этого строится зависимость пропускной способности камеры сгорания от перепада на стенке жаровой трубы (рис. 19).

Зная, что перепад давления на стенке жаровой трубы при $\lambda_2 = 0,28$ составляет 3 % из рис. 11 находим пропускную способность камеры сгорания, которая составляет $B_{\text{КС}} = 240 \frac{\text{см}^2 \cdot \sqrt{K}}{c}$.

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

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

где n – количество горелок дежурной зоны во фронтальном устройстве; B – пропускная способность горелки.

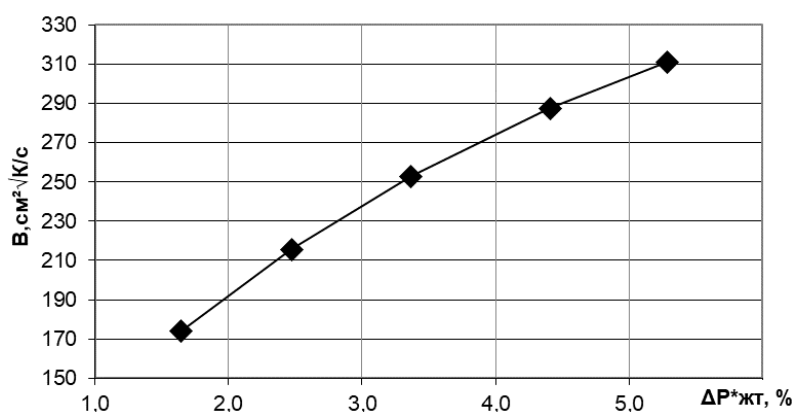


Рис. 19. Пропускная способность камеры сгорания

Fig. 19. Combustion chamber capacity

Доля воздуха, поступившая в зону горения, определяется с помощью отношения пропускной способности фронтального устройства к пропускной способности камеры сгорания для заданного перепада давлений $P_{\text{вх}}^*/P_{\text{н}} = 1,03$ [17]:

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

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

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.

Для двухзонной камеры сгорания коэффициент избытка воздуха в основной и дежурной зоне горения определяется по аналогичному принципу [18].

Выполненные расчеты по пропускной способности и коэффициентам избытка воздуха на выходе из горелок для рассмотренных камер сгорания занесены в табл. 2.

Таблица 2

Пропускная способность и коэффициент избытка воздуха на выходе из горелок камер сгорания

Камера сгорания	Пропускная способность		Коэффициент избытка воздуха на выходе из горелки	
Серийная	0,58		0,37	
Укороченная	0,68		0,44	
Двухзонная	0,35	1,85	1,5	2,7
LPP камеры сгорания	2,25		1,6	

В рассмотренных камерах сгорания наблюдается тенденция к обеднению топливновоздушной смеси на выходе из горелочного устройства, что обеспечивает снижение выбросов оксидов азота.

Заключение

Расчетно-экспериментально определен коэффициент избытка воздуха на выходе из горелок камер сгорания различных конструктивных исполнений.

Снижение содержания оксидов азота в выхлопных газах двигателя достигается путем обеднения топливновоздушной смеси в зоне горения.

Реализация регулирования расхода топлива по соответствующим зонам камеры сгорания позволяет обеспечивать оптимальный уровень выбросов на различных режимах работы двигателя.

В камере сгорания, выполненной в рамках концепции LPP, организовано низкотемпературное сжигание хорошо перемешанной топливновоздушной смеси при наличии пилотного диффузионного факела, что позволяет обеспечить низкое значение выбросов NO_x .

Библиографические ссылки

1. Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. CRC Press, 2010. 537 p.
2. Мингазов Б. Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань : Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 220 с.
3. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е. А. Гриценко и др. Самара : СНЦ РАН, 2004. 266 с.
4. Постников А. М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. Самара : Изд-во Самарского науч. центра РАН, 2002. 286 с.
5. ГОСТ 28775–90. Агрегаты газоперекачивающие с газотурбинным приводом. Общие технические условия. М. : Стандартинформ, 2005. 12 с.
6. Организация низкоэмиссионного горения в кольцевой камере сгорания ГТД / А. Н. Маркушин и др. // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 3. С. 70–72.
7. Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Результаты испытания двухзонной камеры сгорания в составе газотурбинного двигателя // Омский научный вестник. Серия Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 10, № 2. С. 15–23.
8. Бакланов А. В., Маркушин А. Н. Особенности проектирования и доводки LPP-камеры сгорания // Вестник Казанского гос. техн. ун-та им. А. Н. Туполева. 2017. Т. 73, № 2. С. 56–61.
9. Пути совершенствования горелок двухзонных камер сгорания / Д. Ю. Бантиков, О. В. Гречников, В. В. Рогалев и др. // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2014. № 5 (47). Ч. 2. С. 88–95.

10. Гомогенные горелки двухзонных камер сгорания // О. В. Гречишников, И. И. Остапец, А. Д. Росляков, Ю. И. Цыбизов // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2013. № 3 (41). С. 65–71.
11. Бакланов А. В. Влияние способа подачи газообразного топлива в камеру сгорания на образование оксидов углерода в продуктах сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиац. ин-та. 2019. Т. 26, № 1. С. 111–125.
12. 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. 929–936.
13. Lieuwen T. C., Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines // Astronautics and Aeronautics. 2005. Vol. 210. 657 p.
14. Ланский А. М., Лукачев С. В., Матвеев С. Г. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара : СНЦ РАН, 2009. 335 с.
15. Бакланов А. В. Обеспечение эффективности сжигания топлива в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинной установки при различных климатических условиях // Вестник Московского авиац. ин-та. 2022. Т. 29, № 1. С. 144–155.
16. Бакланов А. В., Маркушин А. Н., Цыганов Н. Е. Влияние формы насадка вихревой горелки на смешение в закрученной струе // Вестник Казанского гос. техн. ун-та им. А. Н. Туполева. 2014. № 3. С. 13–18.
17. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions flows / A. Sadiki, S. Repp, C. Schneider et al. // Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal. 2003. Vol. 3, No. 2–4. P. 78–88.
18. Experiments and modeling of propane combustion with vitiation / P. Gokulakrishnan, C. C. Fuller, M. S. Klassen et al. // Combustion and Flame. 2014. Vol. 161, No. 8. P. 2038–2053.

References

1. Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. CRC Press, 2010. 537 p.
2. Mingazov B. G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [Combustion chambers of gas turbine engines]. Kazan, Kazan. gos. tekhn. un-t Publ., 2006. 220 p.
3. Gritsenko E. A. et al. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnye ustanovki nazemnogo primeneniya* [Conversion of aircraft GTE into gas turbine units for ground use]. Samara, SRC RAS Publ., 2004. 266 p.
4. Postnikov A. M. *Snizhenie oksidov azota v vykhlopnykh gazakh GTU* [Reduction of nitrogen oxides in exhaust gases of gas turbine units]. Samara, Izd-vo Samarskogo nauch. tsentra RAN Publ., 2002. 286 p.
5. GOST 28775–90. Gas pumping units with gas turbine drive. General specifications. Moscow, Standartinform Publ., 2005. 12 p. (In Russ.).
6. Markushin A. N. et al. [Organization of low-emission combustion in the annular combustion chamber of a gas turbine engine]. *Izvestiya Universiteta. Aviatsionnaya Tekhnika*. 2009, No. 3, P. 70–72 (In Russ.).
7. Markushin A. N., Baklanov A. V. [Test results of a two-zone combustion chamber as part of a gas turbine engine]. *Omskiy nauchnyy vestnik. Seriya Aviatsionno-raketnoe i energeticheskoe mashinostroenie*. 2025, Vol. 10, No. 2, P. 15–23 (In Russ.).
8. Baklanov A. V., Markushin A. N. [Design and refinement features of an LPP combustion chamber]. *Vestnik Kazanskogo gos. tekhn. un-ta im. A. N. Tupoleva*. 2017, Vol. 73, No. 2, P. 56–61 (In Russ.).
9. Bantikov D. Yu., Grechnikov O. V., Rogalev V. V., Roslyakov A. D., Tsybizov Yu. I. [Ways to improve burners of two-zone combustion chambers]. *Vestnik Samarskogo gos. aerokosmich. un-ta*. 2014, No. 5 (47), Part 2, P. 88–95 (In Russ.).

10. Grechishnikov O. V., Ostapets I. I., Roslyakov A. D., Tsybizov Yu. I. [Homogeneous burners of two-zone combustion chambers]. *Vestnik Samarskogo gos. aerokosmich. un-ta*. 2013, No. 3 (41), P. 65–71 (In Russ.).
11. Baklanov A. V. [Influence of the method of feeding gaseous fuel into the combustion chamber on the formation of carbon oxides in the combustion products of a gas turbine engine]. *Vestnik Moskovskogo aviats. in-ta*. 2019, Vol. 26, No. 1, P. 111–125 (In Russ.).
12. Kiesewetter, 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, P. 929–936.
13. Lieuwen T. C., Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines. *Astronautics and Aeronautics*. 2005, Vol. 210, 657 p.
14. Lanskiy A. M., Lukachev S. V., Matveev S. G. *Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD* [Working process of combustion chambers of small-sized gas turbine engines]. Samara, SRC RAS Publ., 2009. 335 p.
15. Baklanov A. V. [Ensuring efficient fuel combustion in a low-emission combustion chamber of a gas turbine unit under various climatic conditions]. *Vestnik Moskovskogo aviats. in-ta*. 2022, Vol. 29, No. 1, P. 144–155 (In Russ.).
16. Baklanov A. V., Markushin A. N., Tsyganov N. E. [Influence of the vortex burner nozzle shape on mixing in a swirling jet]. *Vestnik Kazanskogo gos. tekhn. un-ta im. A. N. Tupoleva*. 2014, No. 3, P. 13–18 (In Russ.).
17. Sadiki A., Repp S., Schneider C., Dreizler A., Janicka J. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions flows. *Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal*. 2003, Vol. 3, No. 2–4, P. 78–88.
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, P. 2038–2053.

© Бакланов А. В., 2025

Бакланов Андрей Владимирович – заместитель главного конструктора; АО «Казанское моторостроительное производственное объединение». E-mail: andreybaklanov@bk.ru. <https://orcid.org/0009-0000-5045-3815>.

Baklanov Andrey Vladimirovich – deputy chief designer; Joint-Stock Company “Kazan motor production association”. E-mail: andreybaklanov@bk.ru. <https://orcid.org/0009-0000-5045-3815>.

Статья поступила в редакцию 23.06.2025; принята к публикации 12.09.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 23.06.2025; accepted for publication 12.09.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License