

УДК 621.43.056

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-82-93

Для цитирования: Бакланов А. В. Возможность использования метано-водородного топлива в конвертированных газотурбинных двигателях для энергетических установок // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 82–93. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-82-93.

For citation: Baklanov A. V. The possibility of using methane-hydrogen fuel in converted gas turbine engines for power plants // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 82–93. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-82-93.

Возможность использования метано-водородного топлива в конвертированных газотурбинных двигателях для энергетических установок

А. В. Бакланов

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ
Российская Федерация, 420111, г. Казань, ул. К. Маркса, 10
E-mail: andreybaklanov@bk.ru

Учитывая, что в последнее время активно разрабатывается тема использования метано-водородных смесей в качестве топлива для газотурбинных двигателей, используемых в составе энергетических установок, необходимо иметь инженерные методики по расчету топливной системы и камеры сгорания двигателей, работающих на таком топливе. В данной статье предлагается методика, позволяющая выполнить такие расчеты. Для расчета взята газотурбинная установка на базе конвертированного авиационного двигателя НК-16СТ.

Расчет по данной методике производится в три этапа. На первом этапе выбирается состав и определяются теплофизические характеристики рассматриваемого газа. На втором – производится расчет топливной системы, строятся расходные характеристики топливной системы двигателя и системы камеры сгорания. Производится сравнение расходных характеристик, построенных для природного газа и метано-водородной смеси. Данный анализ позволяет выработать рекомендации по оптимизации конструкции топливоподводящей аппаратуры и топливных форсунок в части изменения объема внутренних каналов. На третьем этапе производится расчет камеры сгорания и вырабатываются рекомендации о необходимости изменения фронтального устройства или перераспределения воздуха по длине жаровой трубы. С помощью параметра объемной теплонапряженности выполняется оценка достаточности имеющегося объема жаровой трубы для работы на метано-водородной смеси и определяется средняя температура газа в зоне горения камеры сгорания.

По результатам выполненной работы подтверждена возможность работы газотурбинной установки НК-16СТ на метано-водородной смеси, сделаны выводы, что для подвода больших объемов метано-водородной смеси, по сравнению с природным газом, требуется увеличить размеры топливных трубопроводов, агрегатов дозирования, регулирования и топливных форсунок.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, энергетическая установка, камера сгорания, метано-водородное топливо, топливная система.

The possibility of using methane-hydrogen fuel in converted gas turbine engines for power plants

A. V. Baklanov

Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev – KAI
10, K. Marx St., Kazan, Tatarstan, 420111, Russian Federation
E-mail: andreybaklanov@bk.ru

Given that the topic of using methane-hydrogen mixtures as fuel for gas turbine engines used as part of power plants has been actively developed recently, it is necessary to have engineering methods for calculating the fuel system and the combustion chamber of engines operating on such fuel. In this article, we propose a method that allows to perform such calculations. For the calculation, a gas turbine unit (GTU) NK-16ST based on a converted aircraft engine is taken.

The calculation according to this method is made in three stages. At the first stage, the composition is selected and the thermophysical characteristics of the gas in question are determined. At the second stage, the fuel system is calculated, the consumption characteristics of the engine fuel system and the combustion chamber system are built. A comparison of the consumption characteristics built for natural gas and methane-hydrogen mixture is made. This analysis allows us to develop recommendations for optimizing the design of fuel supply equipment and fuel nozzles, in terms of changing the volume of internal channels. At the third stage, the combustion chamber is calculated and recommendations are made about the need to change the front-end device or redistribute air along the length of the flame tube. The burning heat stress parameter is used to estimate the sufficiency of the available volume of the flame tube for operation on a methane-hydrogen mixture and to determine the average gas temperature in the combustion zone of the combustion chamber.

According to the result of the work performed the possibility of operating the NK-16ST gas turbine unit on a methane-hydrogen mixture was confirmed. It is also concluded that for the supply of large volumes of methane-hydrogen mixture, in comparison with natural gas, it is necessary to increase the size of pipelines, metering units, control units and fuel nozzles.

Keywords: gas turbine engine, power plant, combustion chamber, methane-hydrogen fuel, fuel system.

Введение. Принято считать, что в долгосрочной перспективе на смену природному газу должно прийти водородное топливо. Водород – самое эффективное и экологически чистое топливо. Его свойства обеспечивают возможность повышения КПД тепловых двигателей и энергетических установок, причем реальный цикл двигателя при работе на водороде стремится к теоретическому по сравнению с любым углеводородным топливом. Применение метано-водородного топлива способствует снижению токсичности выбросов в 35–40 %, объема выбросов парниковых газов, эксплуатационного расхода топлива.

Поэтому в настоящее время в России и за рубежом уделяется много внимания вопросу разработки технологии получения метано-водородных смесей (МВС), производимых в процессах адиабатической конверсии метана (АКМ). Получаемая метано-водородная смесь может применяться в качестве топлива для наземных приводных газотурбинных двигателей.

Данный вопрос требует основательной научной проработки, так как применение метано-водородного топлива может привести к изменению в конструкции двигателя и его эксплуатационных параметров. Поэтому в данной статье предлагается общая универсальная методика расчета топливной системы и камеры сгорания для адаптации газотурбинной установки (ГТУ) к работе на метано-водородном топливе [1].

Расчет разделен на три части. В первой части расчета определяются теплофизические характеристики газообразного топлива имеющегося состава. Во второй части выполняется расчет топливной системы и формируются рекомендации по оптимизации ее конструкции. В третьей части производится расчет камеры сгорания и вырабатываются рекомендации о необходимости изменения топливных форсунок, а также о перераспределении отверстий подвода воздуха по длине жаровой трубы [2; 3].

Объект исследования. В качестве объекта исследования рассматривается ГТУ на базе двигателя НК-16СТ.

Газотурбинный двигатель НК-16СТ (рис. 1) предназначен для газодобывающей отрасли и энергетики, создан на базе авиационного двигателя НК-8-2У. Применяется в газоперекачивающих агрегатах ГПА-Ц-16. В качестве топлива используется природный газ.



Рис. 1. Газотурбинный двигатель НК-16СТ

Fig. 1. Gas turbine engine NK-16ST

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	4240
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

В серийной камере сгорания двигателя НК-16СТ заложены технические решения, позволяющие реализовать однозонное диффузионное горение, которое наиболее приемлемо для обеспечения сжигания газов различного состава [4].

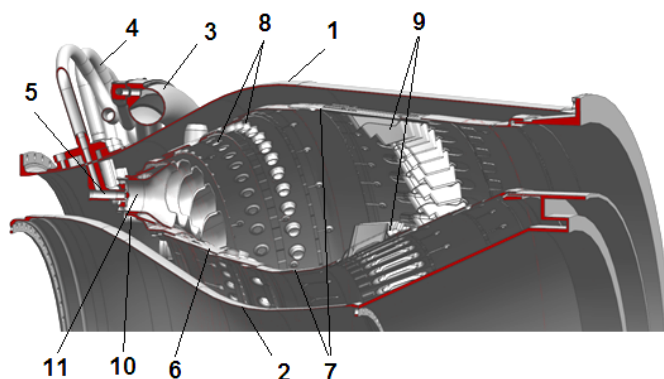


Рис. 2. Камера сгорания ГТУ НК-16СТ

Fig. 2. Combustion chamber of GTU NK-16ST

Конструкция камеры сгорания (рис. 2) состоит из наружного 1 и внутреннего 2 корпуса, газового коллектора 3, трубопроводов 4 для подачи топлива к форсункам 5, жаровой трубы 6, со-

держашей кожухи 7 с отверстиями 8 и патрубками смесителей 9. Фронтное устройство 10 содержит 32 горелки 11. Жаровая труба – кольцевая, многосекционная, обеспечивающая конвективно-пленочное охлаждение стенок [5].

Определение теплофизических характеристик газообразного топлива. Для выполнения первой части расчетов рассматривается состав метано-водородной смеси, служащей в качестве топлива. Выполняется расчет его низшей теплоты сгорания и определяется стехиометрический коэффициент. Состав метано-водородной смеси, принятый для расчета, приведен в табл. 2.

Таблица 2

Состав метано-водородной смеси

Компонент	Молярная масса M_i , кг/моль	Низшая теплота сгорания H_u , МДж/кг	Объемная доля v_i , %
Этан C_2H_6	0,0301	47,5	0,016
Водород H_2	0,002016	119,83	0,299
Метан CH_4	0,016042	50	0,685

Расчет молярной концентрации каждого компонента выполняется по формуле

$$C_i = \frac{v_i}{0,02404}, \quad (1)$$

где C_i – молярная концентрация i -го компонента, моль/м³; v_i – объемная доля i -го компонента; 0,02404 м³/моль = 0,0224 м³/моль (293,15 К/273,15 К) – молярный объем идеального газа при 20 °С (293,15 К) и давлении 101325 Па, где 0,0224 м³/моль – молярный объем идеального газа при 0 °С и давлении 101325 Па.

Зная молярную концентрацию C_i и молярную массу M_i (табл. 2) каждого компонента, определяем массовую концентрацию каждого компонента, содержащегося в 1 м³ метано-водородной смеси Y_i , кг/м³ [6]

$$Y_i = C_i M_i, \quad (2)$$

где Y_i – массовая концентрация i -го компонента в 1 м³ коксового газа, кг/м³.

Сумма масс компонентов, содержащихся в 1 м³ метано-водородной смеси, будет являться массой 1 м³ метано-водородной смеси, т. е. его плотность будет соответствовать:

$$\rho = \sum_i \rho_i = 0,43 \text{ кг/м}^3, \quad (3)$$

где ρ – плотность метано-водородной смеси, кг/м³.

Определяем массовую долю каждого компонента:

$$\omega_i = \frac{\rho_i}{\rho}, \quad (4)$$

где ω_i – массовая доля i -го компонента.

Результаты расчета массовых долей компонентов приведены в табл. 3.

Таблица 3

Массовые доли компонентов

Компонент	Масса компонента в 1 м ³ ρ_i , кг/м ³	Массовая доля ω_i
Этан C_2H_6	0,020	0,039
Водород H_2	0,025	0,049
Метан CH_4	0,457	0,910

Зная массовые доли компонентов, рассчитывается массовая теплотворная способность. Для рассматриваемого состава низшая теплотворная способность метано-водородной смеси H_{uMB} , МДж/кг составляет

$$H_{uMB} = \sum_i \omega_i H_{ui} = 53,38 \text{ МДж/кг}, \quad (5)$$

где H_{ui} – низшая теплотворная способность i -го компонента, МДж/кг (табл. 2).

Стехиометрический коэффициент метано-водородной смеси L_0 , кг воздуха/кг топлива – это масса воздуха, необходимая для полного сгорания 1 кг метано-водородной смеси. Для этого необходимо оценить количество кислорода, которое требуется для сгорания всех горючих компонентов метано-водородной смеси, т. е. водорода H_2 , метана CH_4 , этана C_2H_6 .

Как известно, 1 кг C_2H_6 стехиометрически реагирует с 3,73 кг O_2 , 1 кг H_2 – с 7,9 кг O_2 , 1 кг CH_4 – с 3,99 кг O_2 . Таким образом, количество кислорода m_0 , необходимое для сгорания 1 кг метано-водородной смеси, составляет

$$m_0 = \sum_i \omega_i m_{0i} = 4,17 \text{ кг}, \quad (6)$$

где m_{0i} – масса кислорода, стехиометрически реагирующая с i -м компонентом, кг.

Учитывая, что в 1 кг воздуха содержится 0,232 кг кислорода, получаем стехиометрический коэффициент:

$$L_0 = \frac{m_0}{0,232} = 17,99 \frac{\text{кг ВОЗ}}{\text{кг ТОПЛ}}. \quad (7)$$

Расход природного газа при работе двигателя НК-16СТ на номинальном режиме ($N_{СТ} = 16$ МВт) составляет $G_{ПГ} = 1,179$ кг/с (см. табл. 1). Эквивалентный расход метано-водородной смеси G_{MB} газа для того же режима будет составлять

$$G_{MB} = \frac{G_{ПГ} H_{uПГ}}{H_{uMB}} = 1,1 \text{ кг/с}, \quad (8)$$

где $H_{uMB} = 49,84$ МДж/кг – низшая теплотворная способность природного газа.

Когда известен расход топливного газа, необходимо выполнить вторую часть расчета и определить возможность топливной системы пропустить через себя этот расход, т. е. выполняется ли условие

$$G_T = G_K, \quad (9)$$

где G_T – расход топлива на выходе из дозатора газа; G_K – расход через топливную систему камеры сгорания.

Расчет топливной системы. Под топливной системой камеры сгорания понимается топливный коллектор, топливопроводы и форсунки (рис. 2).

Расход через топливную систему камеры сгорания определяется по формуле [7]:

$$G_K = \mu F_\phi \sqrt{2\rho(p_{вх} - p_K)}, \quad (10)$$

где μ – коэффициент расхода топливной системы камеры сгорания; F_ϕ – суммарная площадь отверстий форсунок; ρ – плотность топливного газа; $p_{вх}$ – статическое давление топливного газа на входе в топливный коллектор; p_K – статическое давление воздуха в камере сгорания.

Плотность топливного газа определяется по следующей формуле:

$$\rho = \frac{p_{\text{вх}}}{R_{\Gamma} T},$$

где R_{Γ} – газовая постоянная топливного газа; T – температура. Подставив выражение для плотности в (10) получаем

$$G_{\text{к}} = \mu F_{\phi} \sqrt{2 \frac{p_{\text{вх}}}{R_{\Gamma} T} (p_{\text{вх}} - p_{\text{к}})}. \quad (11)$$

Подставив (11) в (9) и умножив обе части равенства на $\frac{\sqrt{T}}{p_{\text{вх}}}$ и проведя необходимые преобразования, получаем:

$$\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}} = \mu F \sqrt{\frac{2}{R_{\Gamma}} \left(-\frac{1}{\bar{p}} \right)}$$

или

$$\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{к}} \bar{p}} = \mu F \sqrt{\frac{2}{R_{\Gamma}} \left(-\frac{1}{\bar{p}} \right)}, \quad (12)$$

где $\bar{p} = \frac{p_{\text{вх}}}{p_{\text{к}}}$.

Параметры $\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}}$ и $\frac{G_{\text{к}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}}$ будем называть расходными характеристиками топливной системы двигателя и топливной системы камеры сгорания, соответственно.

Определим графическим способом значение параметра \bar{p} для номинального режима работы двигателя НК-16СТ на природном газе (рис. 3). Для этого построим кривые $\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{к}} \bar{p}}$ и

$\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}} = \mu F \sqrt{\frac{2}{R_{\Gamma}} \left(-\frac{1}{\bar{p}} \right)}$ для различных значений \bar{p} и найдем точку их пересечения. При построении кривых считаем $G_{\text{т}} = G_{\text{ПГ}} = 1,179$ кг/с, $T = 293$ К, $p_{\text{к}} = 941438,4$ Па (из дроссельной характеристики двигателя НК-16СТ), $R_{\Gamma} = 519$ Дж/(кг·К), $\mu = 0,731$ (по результатам продувок топливной системы камеры сгорания), $F_{\phi} = 0,000845$ м² (у камеры сгорания НК-16СТ имеется 32 форсунки, в каждой из которых выполнено 4 отверстия диаметром $d_{\text{отв}} = 2,9$ мм). Из рис. 3 видно, что кривые расходных характеристик пересекаются в точке $\bar{p} = 1,25$, что соответствует давлению на входе в топливную систему камеры сгорания $p_{\text{вх}} = 1,25 \cdot 941438,4$ Па = 1176798 Па = 12 кгс/см².

На рис. 4 показаны кривые расходных характеристик топливных систем двигателя и камеры сгорания, построенные для работы двигателя НК-16СТ на метано-водородной смеси. При построении кривых считается $G_{\text{т}} = G_{\text{МВ}} = 1,1$ кг/с, $R_{\Gamma} = 688$ Дж/(кг·К). Из рис. 4 видно, что при использовании форсунок со штатными диаметрами отверстий $d_{\text{отв}} = 2,9$ мм ($F_{\phi} = 0,000845$ м²) кривые расходных характеристик пересекаются в точке $\bar{p} = 1,25$, что соответствует давлению на входе в топливную систему камеры сгорания $p_{\text{вх}} = 1,25 \cdot 941438,4$ Па = 1181505 Па = 12,05 кгс/см². Для того чтобы кривые расходных характеристик пересекались в точке $\bar{p} = 1,28$ (как при работе двигателя на природном газе) необходимо диаметр отверстий форсунок увеличить до $d_{\text{отв}} = 3$ мм ($F_{\phi} = 0,0009$ м²).

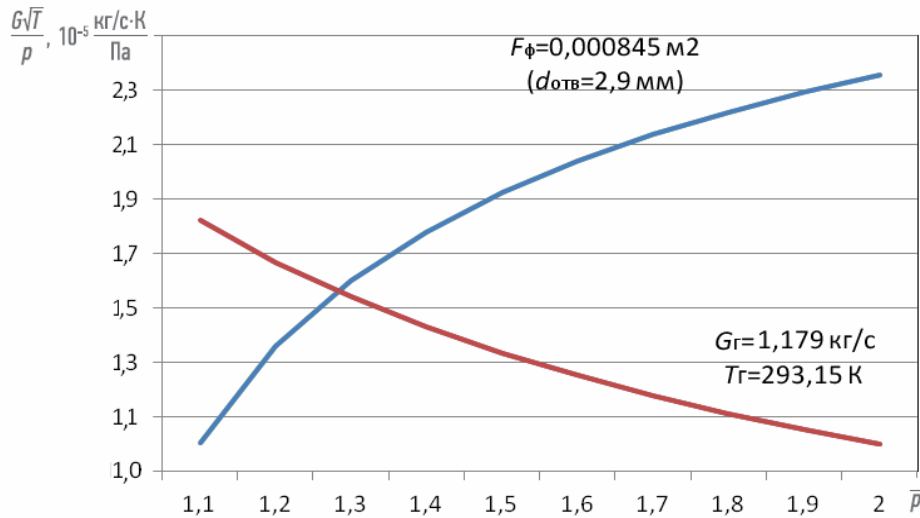


Рис. 3. Расходные характеристики топливной системы двигателя и топливной системы камеры сгорания при работе двигателя на природном газе

Fig. 3. Consumption characteristics of the fuel system of the combustion chamber when the engine is running on natural gas

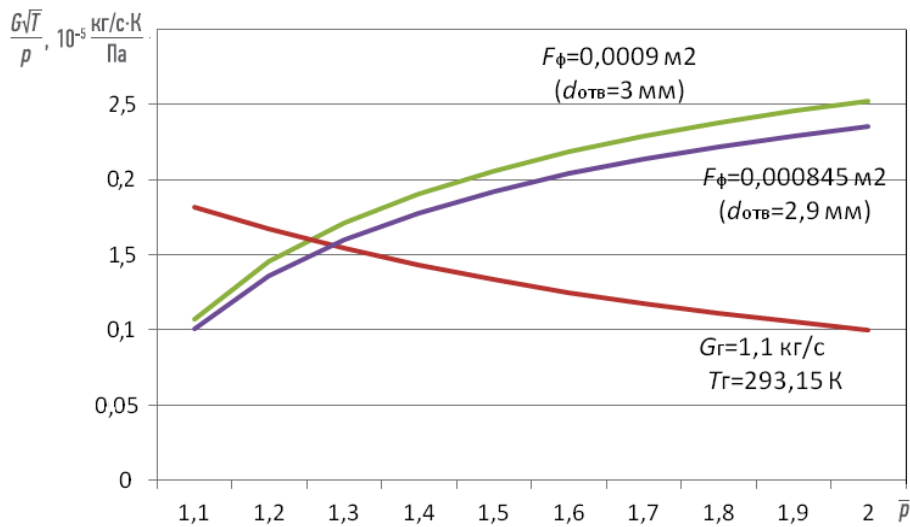


Рис. 4. Расходные характеристики топливной системы двигателя и топливной системы камеры сгорания при работе двигателя на метано-водородной смеси

Fig. 4. Consumption characteristics of the fuel system of the combustion chamber system when the engine is running on a methane-hydrogen mixture

В соответствии с выполненным расчетом, выработаны рекомендации по доработке топливной системы для работы на метано-водородной смеси: 1) требуется изменение диаметра трубопроводов подвода газа к форсункам; 2) требуется увеличение внутренних каналов форсунки и диаметров отверстий для струйной подачи газа.

Расчет камеры сгорания. В третьей части производится расчет необходимости перераспределения отверстий подвода воздуха по длине жаровой трубы.

В жаровой трубе камеры сгорания происходит взаимодействие закрученных струй топливо-воздушной смеси, выходящих из горелок, с воздухом, подаваемым из основных отверстий в зону горения и смешения [8] (см. рис. 2).

Глубина проникновения струй воздуха в отверстиях, расположенных в зоне горения, определяется их диаметром и соотношением газодинамических напоров струй воздуха и газового потока. «Вторичный» воздух, подаваемый в зону смешения камеры сгорания через подводящие смесительные патрубки, определяет максимальную температуру и влияет на формирование температурного поля газового потока на выходе из камеры сгорания [9] (см. рис. 2).

Для расчета распределения воздуха по длине жаровой трубы необходимо принять некоторые допущения:

1. Число поясов подвода воздуха соответствует значению серийной камеры сгорания (табл. 4).

2. Определяется относительная площадь отверстий в каждом поясе (рис. 5):

$$f_i = \frac{F_i}{F_0}, \quad (13)$$

где F_i – суммарная площадь отверстий i -го пояса; F_0 – суммарная площадь всех отверстий.

3. Относительные расстояния $\bar{L}_i = L_i / L_{\text{ЖТ}}$, где L_i – расстояние от фронтального устройства до центра отверстий или середины патрубков смесителей; $L_{\text{ЖТ}}$ – длина жаровой трубы.

4. Пренебрегая различием соответствующих коэффициентов расхода отверстий, принимаем, что указанные относительные площади отверстий будут равны соответствующим относительным величинам расхода воздуха через них. Таким образом, расход воздуха по поясам камеры сгорания распределяется пропорционально суммарным площадям проходных сечений отверстий и щелей через пояса [10].

$$g_i = f_i. \quad (14)$$

Проверкой принятого распределения воздуха является выполнение условия

$$\sum g_i = 1. \quad (15)$$

5. Расход воздуха в i -м сечении определяется по формуле:

$$G_i = g_i \cdot G_B. \quad (16)$$

Из рис. 5 видно, что 70 % воздуха участвует в организации процессов горения, а 30 % поступающего в камеру сгорания воздуха расходуется на охлаждение жаровой трубы. В связи с чем можно утверждать, что система охлаждения является приемлемой для обеспечения необходимого состояния стенок при сжигании метано-водородной смеси и не нуждается в дополнительной доработке [11].

Вычислив расход воздуха в расчетном поясе, можно определить коэффициент избытка воздуха в этой области жаровой трубы:

$$\alpha = \frac{G_B}{L_0 \cdot G_T}, \quad (17)$$

где L_0 – стехиометрический коэффициент для рассматриваемого топлива.

Если учесть, что суммарная площадь раскрытия жаровой трубы составляет $F_0 = 164474 \text{ мм}^2$, а расход воздуха на режиме 16 МВт $G_B = 98 \text{ кг/с}$ (см. табл. 1) и рассматривать три пояса в жаровой трубе, участвующих в процессе горения (фронтное устройство и два пояса подвода воздуха), то в этих поясах можно определить рассмотренные выше параметры [12; 13].

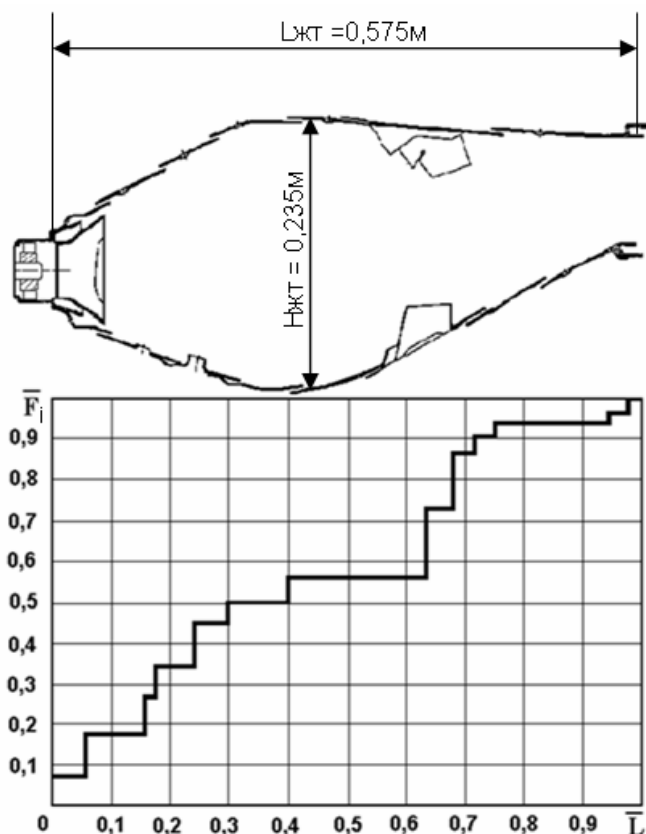


Рис. 5. Распределение воздуха по длине жаровой трубы

Fig. 5. Air distribution along the length of the flame tube

Таблица 4

Параметры в расчетных сечениях жаровой трубы

Фронтное устройство	Наружный кожух жаровой трубы (пояса отверстий)		Внутренний кожух жаровой трубы (пояса отверстий)	
	I_H	Π_H	I_{BH}	Π_{BH}
Площадь отверстий F_i , мм ²				
12829	9286,55	12363,75	6649	6181,9
f_i относительная площадь отверстий				
0,0780	0,0564	0,0752	0,0404	0,0375
G_i расхода воздуха в сечении, кг/с				
7,644	5,527	7,370	3,959	3,675
α коэффициент избытка воздуха				
Применение в качестве топлива природного газа				
0,387	0,279	0,372	0,200	0,186
Суммарный коэффициент избытка воздуха для зоны горения				
1,424				
Применение в качестве топлива метано-водородной смеси				
0,386	0,279	0,372	0,199	0,185
Суммарный коэффициент избытка воздуха для зоны горения				
1,421				

Из табл. 4 можно увидеть, что коэффициенты избытка воздуха на выходе из горелок, а также в зоне горения камеры сгорания, работающей на природном газе и метано-водородной

смеси, близки по своим значениям. Это объясняется тем, что стехиометрический коэффициент у метано-водородной смеси выше, при этом сжигание происходит при меньшем расходе метано-водородной смеси.

Для определения температуры газа в зоне горения, по полученным данным можно воспользоваться выражением [14]:

$$T_{\Gamma}^* = T_w^* + \frac{Hu \cdot \eta}{c_{p\Gamma}(1 + \alpha \cdot L_0)}, \text{ при } \eta_{з.г} > 1,0, \quad (18)$$

где $c_{p\Gamma}$ – средняя теплоемкость газа при постоянном давлении; Hu – низшая теплотворная способность; η – полнота сгорания; α – коэффициента избытка воздуха в рассчитываемой области; T_w^* – температура перед завихрителем, К.

По результатам расчета температура в зоне горения при сжигании метано-водородной смеси в камере сгорания $T_{\Gamma} = 2314,5$ К, а при сжигании природного газа $T_{\Gamma} = 2213,06$ К, что составляет близкие значения.

Для оценки достаточности объема жаровой трубы для сжигания заданного расхода топливно-воздушной смеси используется параметр объемной теплонапряженности [15]:

$$Q_v = \frac{G_B \cdot H_u \cdot \eta_{\Gamma}}{\alpha \cdot L_0 \cdot V_{\text{ж}} \cdot P_K^*}. \quad (19)$$

Для серийной камеры сгорания, работающей на природном газе, Q_v составляет $3,12 \cdot 10^6$ Дж/ч·м³ Па, а на метано-водородной смеси – $3,14 \cdot 10^6$ Дж/ч·м³ Па. Откуда видно, что данный параметр укладывается в диапазон, рекомендованный для современных камер сгорания ГТД: $Q_v = (1,2 \div 6,5) \cdot 10^6$ Дж/ч·м³ Па, и имеет гарантированный запас. В связи с чем, объем жаровой трубы является достаточным для сжигания газа рассмотренного состава. Полученные данные свидетельствуют о том, что изменения объема жаровой трубы и перераспределения отверстий в ней не требуется.

Заключение

1. Выполнен расчет топливной системы и камеры сгорания для адаптации ГТУ к работе на газах, отличных по составу от природного газа.
2. Расчет подтверждена возможность работы газотурбинной установки НК-16СТ на метано-водородной смеси.
3. Для подвода больших объемов метано-водородной смеси, по сравнению с природным газом, может потребоваться доработка топливной системы в части увеличения размеров топливных трубопроводов, изменения агрегатов дозирования, регулирования и увеличения диаметра отверстий в топливных форсунках.
4. Изменения объема жаровой трубы и перераспределения расхода воздуха по ее длине не требуется.

Библиографические ссылки

1. Вклад газовой отрасли в формирование энергетической модели на основе водорода / О. Е. Аксютин, А. Г. Ишков, К. В. Романов и др. // Научно-технический сборник «Вести газовой науки». 2017. № 5 (33). С. 12–20.
2. 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. 78–88.3.

3. Lefebvre A. H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency // *Am. Soc. Mech. Eng., (Pap.); (United States)*. 1984. Vol. 84, No. CONF-840611.
4. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев и др. Самара : СНЦ РАН, 2004. 266 с.
5. Бакланов А. В. Управление процессом сжигания топлива путем изменения конструкции горелки в камере сгорания газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного ин-та*. 2018. Т. 25. № 2. С. 73–85.
6. Бакланов А. В., Неумоин С. П., Маркушин А. Н. Оценка возможных режимов работы ГТУ НК-16СТ при использовании в качестве топлива попутного нефтяного газа // *Газовая промышленность*. 2017. № 5 (752). С. 80–86.
7. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев и др. Самара : СНЦ РАН, 2002. 527 с.
8. Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Исследование рабочего процесса камер сгорания в составе ГТД // *Вестник Самарского ун-та. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2016. Т. 15, № 3. С. 81–89.
9. Lefebvre A. H., Ballal D. R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, 3rd ed., CRC Press. 2010. 537 p.
10. Бакланов А. В., Неумоин С. П. Возможность использования коксового газа в конвертированных газотурбинных установках электро- и компрессорных станций // *Газовая промышленность*. 2019. № 3 (781). С. 84–91.
11. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / В. П. Данильченко, С. В. Лукачев, Ю. Л. Ковылов и др. Самара : СНЦ РАН, 2008. 620 с.
12. Бакланов А. В. Влияние способа подачи газообразного топлива в камеру сгорания на образование оксидов углерода в продуктах сгорания газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного ин-та*. 2019. Т. 26. № 1. С. 111–125.
13. Moses C., Roets P. Properties, Characteristics and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel // *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2009. Vol. 131, No. 4. P. 041502–041502-17.
14. Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // *Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. С. П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2013. № 3-1 (41). С. 131–138.
15. Мингазов Б. Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань : Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. 266 с.

References

1. Aksyutin O. E., Ishkov A. G., Romanov K. V., Teterevlev R. V., Pystina E. A. [Contribution of the gas industry to the formation of a hydrogen-based energy model]. *Vesti gazovoy nauki*. 2017, No. 5 (33), P. 12–20. (In Russ.)
2. 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. 78–88.3.
3. Lefebvre A. H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency. *Am. Soc. Mech. Eng., (Pap.); (United States)*. 1984, Vol. 84, No. CONF-840611.
4. Gritsenko E. A., Danilchenko V. P., Lukachev S. V. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnye ustanovki nazemnogo primeneniya* [Conversion of aviation gas turbine engines to land-based gas turbines]. Samara, SNTs RAN Publ., 2004, P. 266.

5. Baklanov A. V. [Controlling fuel combustion process by burner design change in gas turbine engine combustion chamber]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*. 2018, Vol. 25, No. 2, P. 73–85. (In Russ.)
6. Baklanov A. V., Neumoin S. P., Markushin A. N. [Assessment of possible operating modes of the NK-16ST GTU when using associated petroleum gas as fuel]. *Gas industry*. 2017, No. 5 (752), P. 80–86. (In Russ.)
7. Gritsenko E. A., Danilchenko V. P., Lukachev S. V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Some issues of designing aircraft gas turbine engines]. Samara, SNTs RAN Publ., 2002, P. 527.
8. Markushin A. N., Baklanov A. V. [investigation of the gas turbine engine combustion chamber workflow. *Vestnik Samarskogo universiteta*]. *Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroyeniye*. 2016, Vol. 15, No. 3, P. 81–89. (In Russ.)
9. Lefebvre A. H., Ballal D. R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, 3rd ed., CRC Press. 2010. 537 p.
10. Baklanov A. V., Neumoin S. P. [Possibility of using coke oven gas in converted gas turbine units of power and compressor stations]. *Gas industry*. 2019, No. 3 (781), P. 84–91. (In Russ.)
11. Danilchenko V. P., Lukachev S. V., Kovylov J. L. [Design of aircraft gas turbine engines]. Samara, SNTs RAN Publ., 2008, P. 260.
12. Baklanov A. V. [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*. 2019, Vol. 26, No. 1, P. 111–125. (In Russ.)
13. Moses C., Roets P. Properties, Characteristics and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2009, Vol. 131, No. 4, P. 041502–041502-17.
14. Markushin A. N., Baklanov A. V. [Testing stands for researching the processes and maturation of low emission combustors]. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013, No. 3-1 (41), P. 131–138. (In Russ.)
15. Mingazov B. G. *Kamery sgoraniya gazoturbinykh dvigateley* [The combustion chamber of gas turbine engines]. Kazan, izd-vo Kazan. gos. tekhn. un-ta Publ., 2004, P. 220.

© Бакланов А. В., 2021

Бакланов Андрей Владимирович – доцент; Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ. E-mail: andreybaklanov@bk.ru.

Baklanov Andrey Vladimirovich – Associate Professor; Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev – KAI. E-mail: andreybaklanov@bk.ru.
