

УДК 621.45.034

Код ГРНТИ 55.42.45

doi 10.54708/19926502\_2024\_282104121

## ВЛИЯНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОТВЕРСТИЙ ПО ДЛИНЕ ЖАРОВОЙ ТРУБЫ НА ВЫБРОСЫ NOx

А. Н. Яблонская\*, А. В. Бакланов

\*ajabl@yandex.ru

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ

Поступила в редакцию 18.03.2024

**Аннотация.** Перспективы развития современного двигателестроения определяются совершенством отдельных узлов двигателя, эффективность которых формирует общий облик современного двигателя. Определяющими факторами для передовых двигателей являются параметры надежности, экономичности и экологии, которые в большей части зависят от качества организации процессов в камере сгорания (КС). Можно выделить следующие параметры для анализа эффективности камеры сгорания: эмиссия оксидов углерода (СО), эмиссия оксидов азота (NOx), полнота сгорания топлива ( $\eta$ ) и средняя температура на выходе из камеры сгорания ( $T_{г*}$ ). Рассматривается возможность компьютерного моделирования шести вариантов камеры сгорания НК-16-18СТ с различным расположением отверстий по длине жаровой трубы.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель; камера сгорания; эмиссия; температурное поле.

### ВВЕДЕНИЕ

Камера сгорания является ответственным узлом, параметры организации процессов в котором определяют общую эффективность двигателя, его надежность и ресурс. Основным назначением камеры сгорания газотурбинного двигателя (ГТД) является преобразование химической энергии топлива в тепловую. Наиболее сложными в данном узле являются процессы смешения, образования и распределения топливоздушная смеси по длине жаровой трубы. Рациональность камеры сгорания определяется тем, насколько в ней правильно организовано устойчивое и высокоэффективное сжигание топлива при минимальных потерях полного давления [1].

Параметры температурного поля на выходе из камеры сгорания существенно влияют на лопатки соплового аппарата первой ступени турбины и на весь узел турбины, соответственно, тоже.

С конструктивными усложнениями камер сгорания становится все энерго- и ресурсозатратнее проводить стендовые испытания. Все ближе становится компьютерное моделирование процессов горения. Однако на сегодняшний день не существует полноценных методик проведения высокоточных расчетов. Расширение и углубление экспериментально-теоретических исследований внутрикамерных процессов, систематизация различных подходов, а также объединение уже имеющихся методик позволит перейти к полностью автоматизированному проектированию камер сгорания и газотурбинных двигателей в целом, минимизируя затраты на стендовые испытания.

Обращаясь к литературным данным, можно отметить высокую потребность и актуальность компьютерного моделирования. Компьютерное моделирование давно стало привычным методом исследований и опытных разработок для различных областей науки и техники. Используются методики численного эксперимента, которые особенно важны, когда натурный эксперимент сложно организовать, либо он вообще невозможен. Один из подходов к организации компьютерного эксперимента связан с идеей виртуального испытательного стенда, то есть про-

граммно-аппаратной среды, обеспечивающей возможность многократного пропуска моделирующих программ с различными параметрами. Возможны реализации систем, в которых моделированию подлежат данные, полученные в ходе реальных испытаний того или иного изделия. Виртуальные испытательные стенды достаточно давно используются на практике, в частности, “виртуальные аэродинамические трубы” в настоящее время используются в автопромышленности, в том числе в нашей стране [2].

### МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

В жаровой трубе кольцевой камеры сгорания двигателя НК-16-18СТ, схематично изображенной на рис. 1, происходит взаимодействие закрученных струй ТВС (топливовоздушной смеси), поступающих через завихрители во фронтальной плите и вторичный контур камеры сгорания. Глубина проникновения струй I и II поясов отверстий определяется их диаметром, количеством, соотношением газодинамических напоров, скоростью втекающих струй воздуха и скоростью осевого потока газа в зоне горения КС. Вторичный воздух, поступающий в жаровую трубу через наружные и внутренние карманы, определяет максимальную температуру и влияет на формирование температурного поля на выходе из камеры сгорания. В целом, параметры температурного поля на выходе из камеры сгорания существенно зависят от распределения воздуха по длине жаровой трубы камеры сгорания.

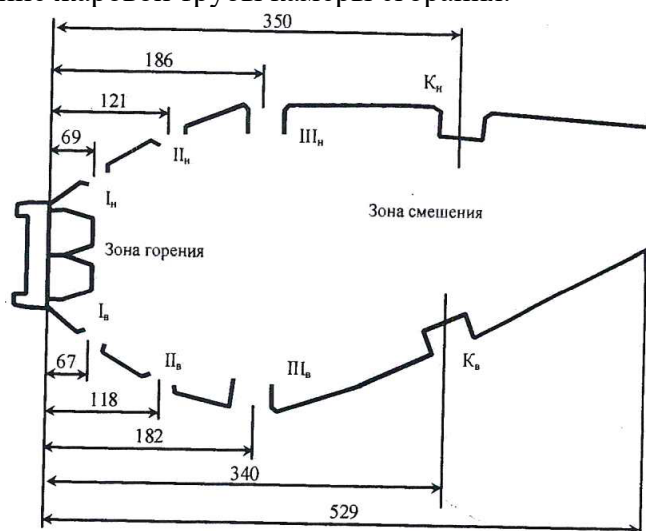


Рис. 1. Общая схема жаровой трубы для всех рассматриваемых вариантов компоновки

В данной работе рассмотрены шесть вариантов компоновки камеры сгорания, каждая из которых отличалась распределением отверстий подвода вторичного воздуха по длине жаровой трубы (табл. 1).

Таблица 1

#### Варианты компоновки камеры сгорания

№	Вариант сборки	Наружная обечайка жаровой трубы				Внутренняя обечайка жаровой трубы			
		I <sub>н</sub>	II <sub>н</sub>	III <sub>н</sub>	K <sub>н</sub>	I <sub>в</sub>	II <sub>в</sub>	III <sub>в</sub>	K <sub>в</sub>
1.	Базовый вариант (1)	Ø13	Ø15	–	b = 5	Ø11	Ø15	–	b = 8
		70 шт.	70 шт.	–	70 шт.	70 шт.	35 шт.	–	70 шт.
2.	Вариант 1-й сборки (2)	Ø13	Ø15	Ø16	b = 3	Ø11	Ø15	Ø16	b = 3
		70 шт.	70 шт.	70 шт.	70 шт.	70 шт.	35 шт.	35 шт.	70 шт.
3.	Вариант 2-й сборки (3)	Ø13	Ø15	Ø16 (Вт.)	b = 3	Ø11	Ø15	Ø16 (Вт.)	b = 3
		70 шт.	70 шт.	70 шт.	70 шт.	70 шт.	35 шт.	35 шт.	70 шт.
4.	Вариант 3-й сборки (4)	Ø13	Ø20 (Вт.)	Ø16 (Вт.)	b = 3	Ø11	Ø20 (Вт.)	Ø16 (Вт.)	b = 3
		70 шт.	70 шт.	70 шт.	70 шт.	70 шт.	35 шт.	35 шт.	70 шт.
5.	Вариант 4-й сборки (5)	Ø13	Ø20 (Вт.)	Ø16 (Вт.)	–	Ø11	Ø20 (Вт.)	Ø16 (Вт.)	–
		70 шт.	70 шт.	70 шт.	–	70 шт.	35 шт.	35 шт.	–
6.	Вариант 5-й сборки (6)	Ø13	Ø20 (Вт.)	Ø20 (Вт.)	–	Ø11	Ø20 (Вт.)	Ø20 (Вт.)	b = 3,4
		70 шт.	70 шт.	70 шт.	–	70 шт.	35 шт.	35 шт.	70 шт.
	Li, мм	69	121	186	369	67	118	182	348

Исходя из данных табл. 1 выполнен расчет относительной площади раскрытия зоны горения  $F_{з.г.}$  для каждого из рассматриваемых вариантов камеры сгорания, откуда видно, что от сборки к сборке происходит увеличение площади раскрытия отверстий в зоне горения (табл. 2).

Таблица 2

Относительная площадь раскрытия зоны горения

Варианты камеры сгорания	Базовый	1-я сборка	2-я сборка	3-я сборка	4-я сборка	5-я сборка
$F_{з.г.}, \%$	41,7921	67,3669	67,3669	84,8498	84,8498	99,2355

Воздух в жаровой трубе распределяется ступенчато в зависимости от расположенных отверстий (рис. 2). На графике  $L$  – расстояние до рассматриваемого пояса по длине жаровой трубы. Начало отсчета ведется от фронтального устройства жаровой трубы,  $F_i/F_{\Sigma}$  – отношение площади подвода вторичного воздуха в поясе к суммарной площади подвода вторичного воздуха.

Закон распределения воздуха в каждой компоновке индивидуален и характеризуется увеличением количества подаваемого воздуха в зону горения.

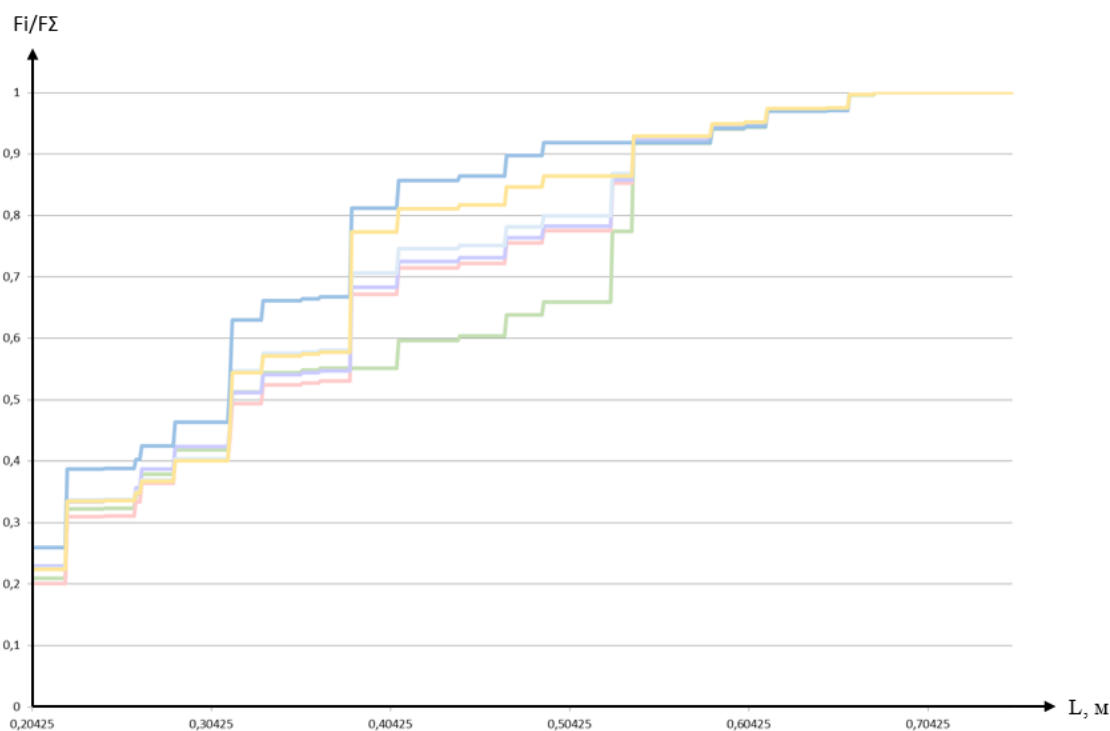


Рис. 2. Распределение воздуха по длине жаровой трубы:

зеленым – базовый вариант; красным – вариант 1-й компоновки; фиолетовым – вариант 2-й компоновки; голубым – вариант 3-й компоновки; синим – вариант 4-й компоновки; желтым – вариант 5-й компоновки

Испытания каждого варианта, включая базовый, были проведены на стенде, содержащем компрессор в качестве источника сжатого воздуха и систему подачи газообразного топлива [1]. Сбор и обработка данных осуществлялась с помощью ПЭВМ. В качестве топлива использовался природный газ [3].

Подача воздуха от компрессора осуществляется по воздушной магистрали к рабочему участку, где располагаются датчики измерения параметров потока и испытываемая камера сгорания. На выходе из камеры сгорания располагалась шеститочечная гребенка термопар, газоотборный зонд и газоанализатор «Testo 350», при помощи которого измерялись концентрации вредных веществ  $CO$ ,  $NO_x$ . Погрешности измерений не превышали 5 %.

### РЕЗУЛЬТАТЫ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Параметры, при которых проведены стендовые испытания камеры сгорания (табл. 3), включают:  $t_{вх}$  – входная температура,  $C_{вх}$  – скорость на входе в жаровую трубу,  $\lambda$  – рассчитанная приведенная скорость,  $\alpha$  – коэффициент избытка воздуха.

Таблица 3

Параметры на входе в камеру сгорания		
Параметры	Единица измерения	Значения параметров
$t_{вх}$	К	530
$C_{вх}$	м/с	132
$\lambda$	–	0,33
$\alpha$	–	4,5

### РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для представленных выше шести вариантов камеры сгорания было выполнено моделирование рабочего процесса в программной среде «КАМЕРА». Исходные данные задавались по параметрам стендовых испытаний. Геометрия рассматриваемой модели двигателя сохранялась исходя из эскизных компоновок и сборочных чертежей узла [4].

Расчет в рассмотренной программе производится по следующему принципу: жаровая труба разбивается на несколько сечений, в каждом из которых определяются необходимые параметры, характеризующие протекание внутрикамерных процессов.

Для определения полноты сгорания используется поверхностная теория турбулентного сгорания осредненного «моля» смеси, на основе которого получена зависимость для определения локальной полноты сгорания топлива на рассматриваемом участке [5]:

$$\eta = \frac{3U_{M0}^3}{W'^3} \left\{ \frac{1}{3} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{3\Delta x \varepsilon}{l_i}\right) \right] - \frac{U_H}{U_{M0}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{2\Delta x \varepsilon}{l_i}\right) \right] + \frac{U_H^2}{U_{M0}^2} \left[ \left( 1 - \exp\left(-\frac{\Delta x \varepsilon}{l_i}\right) \right) \right] \right\}. \quad (1)$$

Данная зависимость позволяет определить полноту сгорания осредненного объема смеси с составом  $\alpha_i$  за время пребывания на участке КС длиной  $\Delta x$  со скоростью  $W$  и сгорающей с поверхности с турбулентной скоростью  $U_{H0}$ .

$$U_{H0} = U_H + W'. \quad (2)$$

Температура определяется из уравнения теплового баланса:

$$T_{Gi} = \frac{c_{pGi} T_{Gi-1} G_{Gi-1} + c_p T_K \Delta G_{Vi} + \Delta G_{Pi} \eta H_u}{c_{pGi} G_{Gi}}, \quad (3)$$

где  $T_{Gi}$  – температура газа в  $i$ -м сечении;  $T_K$  – температура воздуха на входе;  $G_{Vi}$ ,  $G_{Gi}$  – расход воздуха и газа в  $i$ -м сечении;  $\Delta z_i$  – степень испарения топлива;  $G_{Ti-1}$ ,  $G_{Pi}$  – расходы топлива в соответствующих сечениях;  $c_{p_2}$ ,  $c_{p_g}$  – теплоемкости газа и воздуха;  $H_u$  – теплотворная способность топлива.

Для расчета образования оксидов азота используется термический механизм Я. Б. Зельдовича:

$$\frac{dNO}{d\tau} = \frac{5 \cdot 10^{11}}{\sqrt{O_2}} e^{-\frac{86000}{RT_G}} \left\{ O_2 N_2 \frac{64}{3} e^{-\frac{43000}{RT_G}} - (NO)^2 \right\}, \quad (4)$$

где  $\tau$  – время, с;  $T_G$  – температура в реакционном объеме, К; NO, N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub> – концентрации компонентов конечной газовой смеси, моль/л.

По результатам расчетов строятся картина распределения температур в сечении камеры сгорания и параметры по длине жаровой трубы, такие как температура, полнота сгорания, скорость потока (рис. 3).

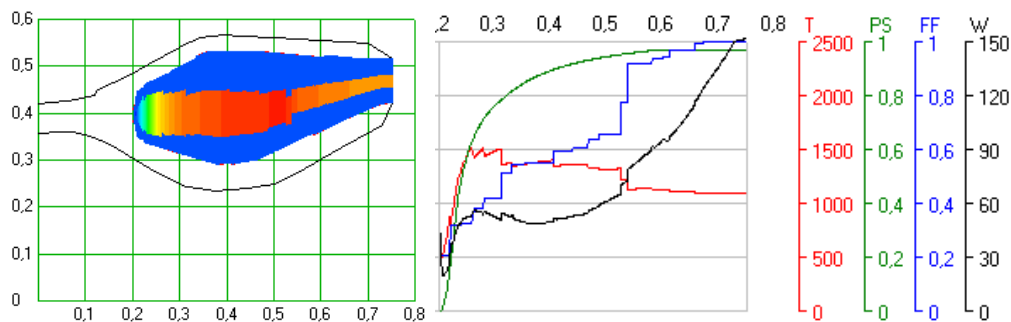


Рис. 3. Параметры по длине камеры сгорания

Результаты расчета параметров на выходе из камеры сгорания сведены в табл. 4. К этим параметрам относятся  $T^*$  средняя на выходе из КС, концентрация  $NO_x$ , полнота сгорания.

Таблица 4

Данные стендовых испытаний и компьютерного моделирования по основным параметрам

$T^*$ средняя на выходе из КС	Эксперимент	К	1049,9	1054,6	1057,7	1073,6	1069,3	1058,9
	Расчет	К	1101,4	1104,1	1107,3	1118,8	1106,4	1103,3
Концентрация $NO_x$	Эксперимент	мг/нм <sup>3</sup>	47	42	35	28	19	22
	Расчет	мг/нм <sup>3</sup>	46,41	43,04	32,48	20,88	20,3	14,33
Полнота сгорания	Эксперимент	–	0,97	0,97	0,95	0,94	0,95	0,91
	Расчет	–	0,97	0,97	0,96	0,96	0,94	0,95

Для большей наглядности и визуального анализа были сформированы графики зависимостей эмиссии оксидов азота, средней температуры и полноты сгорания топлива от номера варианта компоновки камеры сгорания.

По графику на рис. 4 видно, что для всех пяти модифицированных вариантов жаровой трубы характерно существенное снижение эмиссии оксидов азота по сравнению с базовым вариантом. Наибольшее снижение эмиссии оксидов азота можно наблюдать в 5-м варианте (4-я сборка), где значение  $NO_x$  в 2 раза ниже [6].

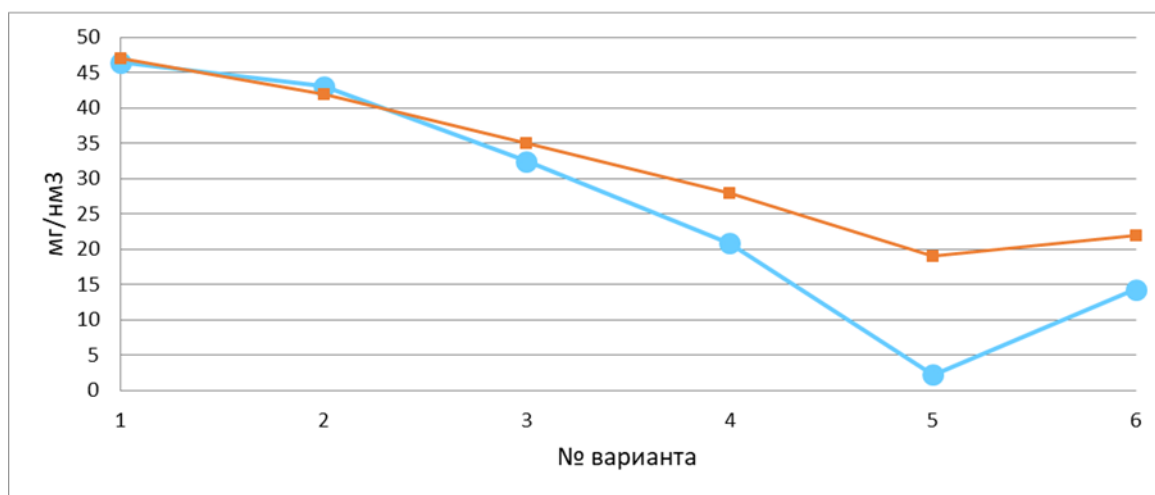


Рис. 4. Эмиссии оксидов азота ( $NO_x$ ):  
■ – стендовый эксперимент, ● – расчет

Средняя температура, согласно графику рис. 5, на выходе из камеры сгорания незначительно (менее чем на 30 К) возрастает при изменении распределения воздуха в жаровой трубе, что объясняется особенностью термодинамических процессов при постоянном расходе топлива и воздуха на входе в камеру сгорания и постоянной суммарной площадью раскрытия жаровой трубы. У камер сгорания с большей относительной площадью раскрытия зоны горения фронт пламени растягивается, и потока воздуха, идущего через патрубки смесителей, недостаточно для разбавления горячего газа до температуры исходной компоновки.

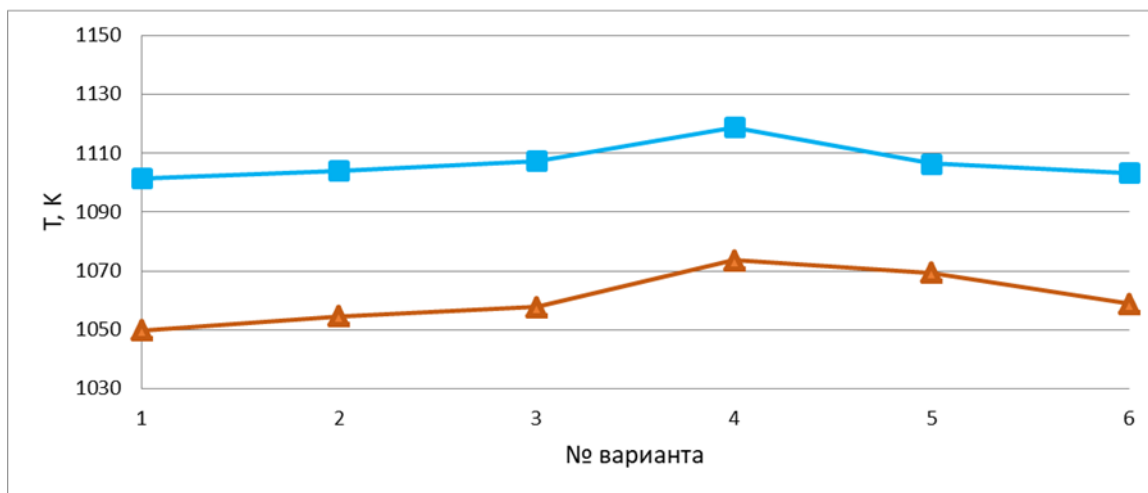


Рис. 5. Средняя температура на выходе из камеры сгорания:  
▲ – стеновой эксперимент, ■ – расчет

Значения средней температуры на выходе из камеры сгорания имеют хорошую сходимость относительно стеновых и расчетных данных.

Полнота сгорания (рис. 6) по результатам стеновых испытаний от первого к последнему варианту становится меньше. Линия тренда расчетных данных также свидетельствует о снижении полноты сгорания топлива относительно базового варианта. Увеличение воздуха, подаваемого в зону горения, приводит к обеднению топливовоздушной смеси и снижает температуру пламени, что ухудшает полноту сгорания.

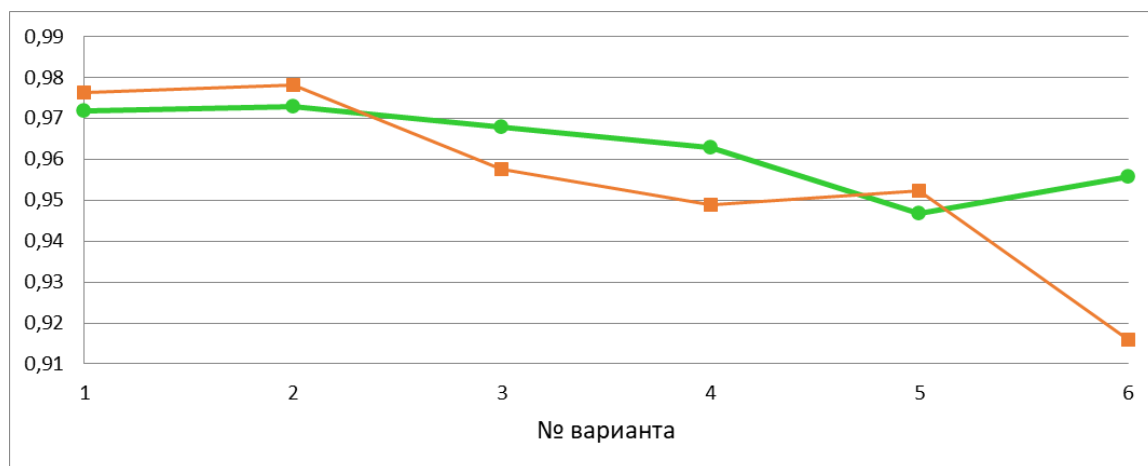


Рис. 6. Полнота сгорания топлива:  
■ – стеновой эксперимент, ● – расчет

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Рассмотренные подходы к расчетам температуры, полноты сгорания и концентрации оксидов азота весьма точно позволяют спрогнозировать данные параметров на выходе из камеры сгорания ГТД, работающей на газообразном топливе.

2. Увеличение подаваемого в зону горения воздуха способствует снижению уровня концентрации оксидов азота в камере сгорания, что подтверждено экспериментально.

3. Раскрытие зоны горения  $F_{з.г.}$  более 67 % для камер сгорания с суммарным коэффициентом избытка воздуха  $\alpha = 4,5$  неблагоприятно влияет на уровень полноты сгорания топлива, приводящий к недожогу топлива.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Маркушин А.Н., Бакланов А.В., Салимзянова Г.Ф. Гидравлические потери в серийной и модернизированной многофорсунной камере сгорания ГТД // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18. №1. С. 90-94. [A.N. Markushin, A.V. Baklanov, G.F. Salimzyanova // The pressure loss of the serial produced and modernized gas turbine combustor with many burners (in Russian) // Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences. 2016. Vol. 18. №1. P. 90-94.]

2. Шабров Н.Н. Компьютерные технологии в системах виртуального окружения. Цели и задачи // Суперкомпьютерные технологии в науке, образовании и промышленности, М.: Изд. МГУ. 2011. [N.N. Shabrov, Computer technologies in virtual environment systems. Aims and tasks (in Russian) // Supercomputer Technologies in Science, Education and Industry, Moscow: Moscow State University. 2011.]

3. Lefebvre A.H., Ballal D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. Third Edition. CRC Press, 2010. 560 p.

4. Программный комплекс «Камера»: свид. 2006613901 Рос. Федерация: свид. об официал. рег. прогн. для ЭВМ // Мингазов Б.Г., Явкин В.Б., Токмовцев Ю.В.; заявитель и правообладатель Мингазов Б.Г. – № 2006613653; заявл. 31.10.2006; опубл. 14.11.2006, реестр прогн. для ЭВМ. – 1 с. [“Chamber” software complex, Russian Federation certificate of registration of a computer software No. 2006613901. Applicant and proprietor: B.G. Mingazov. Application date 31.10.2006, publication date 14.11.2006.]

5. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 220 с. [B.G. Mingazov, Combustion Chambers of Gas Turbine Engines (in Russian). Kazan: Kazan State Technical University, 2006. 220 p.]

6. Маркушин А.Н., Бакланов А.В., Цыганов Н.Е. Улучшение эмиссионных характеристик авиапроизводного ГТД применением микрофакельного горения в укороченной камере сгорания // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2013. №4. С. 59-62. [A.N. Markushin, A.V. Baklanov, N.E. Tsyganov, Improving the emission characteristics of the aviation-derived GTE by applying microflame burning in a shortened combustion chamber (in Russian) // Izv. VUZ. Aviatzionnaya Tekhnika. 2013. №4. P. 59-62.]

#### ОБ АВТОРАХ

**ЯБЛОНСКАЯ Анастасия Николаевна**, студент кафедры РДиЭУ. Диплом бакалавра по направлению «Двигатели летательных аппаратов» (2023). Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ. [ajabl@yandex.ru](mailto:ajabl@yandex.ru)

**БАКЛАНОВ Андрей Владимирович**, кандидат технических наук. Доцент кафедры РДиЭУ. Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ. [Andreybaklanov@bk.ru](mailto:Andreybaklanov@bk.ru)

#### METADATA

**Title:** Impact of the distribution of holes along the length of a heat pipe on nitrogen oxide (NOx) emissions.

**Authors:** A. N. Yablonskaya<sup>1</sup>, A. V. Baklanov<sup>2</sup>

**Affiliation:** Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI

**Email:** <sup>1</sup> [ajabl@yandex.ru](mailto:ajabl@yandex.ru), <sup>2</sup> [Andreybaklanov@bk.ru](mailto:Andreybaklanov@bk.ru)

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 28, no. 2 (104), pp. 121-127, 2024. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The prospects for the development of modern engine technology are determined by the improvement of individual engine components. The effectiveness of these components forms the overall performance of a modern engine. The key factors driving the development of advanced engines are reliability, efficiency, and environmental friendliness. These factors largely depend on the quality of process organization in the combustion chamber. To analyze the efficiency of a combustion chamber, several parameters can be identified. These include emissions of carbon monoxide (CO) and nitrogen oxides (NOx), the completeness of fuel combustion, and the average outlet temperature of the combustion chamber (Tg). We are considering the possibility of computer-aided modeling of six different variants of the NK-16-18ST combustion chamber, each with a unique arrangement of holes along the heat pipe.

**Keywords:** gas turbine engine; combustion chamber; emission; temperature field.

**About authors:**

**YABLONSKAYA, Anastasia Nikolaevna**, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI, student of the Department of Jet Engines and Power Plants. Bachelor’s diploma in the area of aircraft engines (2023).

**BAKLANOV, Andrey Vladimirovich**, Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor at the Department of Jet Engines and Power Plants.