

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ ЖАРОВОЙ ТРУБЫ В СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

И.А. Батенин

ivanabatenin@gmail.com

SPIN-код: 9606-1107

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Выполнено численное моделирование работы перфорированной жаровой трубы в системе завесного охлаждения камеры сгорания воздушно-реактивного двигателя на жидком топливе. Проанализировано влияние расхода воздуха, подводимого к жаровой трубе, и ее температуры на общую газодинамическую картину течения. Построены поля распределения параметров газа (скорости, давления, температуры) для различных режимов течения в жаровой трубе. В результате расчетов выявлен характер распределения расхода воздуха, подаваемого на организацию охлаждающей завесы, по длине камеры сгорания при различных режимах работы жаровой трубы. Результаты исследования могут быть использованы при оптимизации конструкции системы завесного охлаждения камеры сгорания воздушно-реактивного двигателя.

Ключевые слова

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель, камера сгорания, жаровая труба, завесное охлаждение, математическое моделирование, гидрогазодинамика, рубашка охлаждения, воздухозаборное устройство

Поступила в редакцию 21.05.2019

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

Введение. Одним из важных аспектов при проектировании воздушно-реактивного двигателя (ВРД) на жидком топливе является рациональная организация функционирования системы охлаждения камеры сгорания (КС) [1–5]. Только обеспечив необходимый температурный режим элементов конструкции КС, можно реализовать стабильный и наиболее эффективный рабочий процесс в двигателе на всей траектории полета [6, 7]. Для оптимизации параметров системы охлаждения на этапе проектирования целесообразно использовать математическое моделирование с применением соответствующих программных комплексов [8]. Поэтому с целью анализа закономерностей формирования эффективного завесного охлаждения в данной работе проведено численное математическое моделирование трехмерного стационарного потока газа в КС ВРД.

Расчетная схема. В настоящей работе рассмотрена модельная КС перспективного ВРД. Конструктивно система охлаждения представляет собой сужающийся по длине камеры кольцевой канал, ограниченный стенкой КС и перфорированной жаровой трубой (ЖТ). Рассмотрен случай, когда в систему охлаждения направляется только часть воздуха, поступающего из воздухозаборного

устройства (ВЗУ) в КС, с температурой торможения 750 К. Для имитации горения керосина в КС оставшаяся часть воздуха с температурой 1750 К поступает в огневой объем.

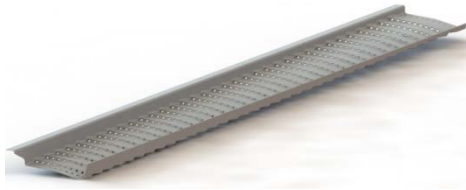


Рис. 1. Составная часть ЖТ

Жаровая труба представляет собой сборную конструкцию, состоящую из 24 продольных секций, одна из которых изображена на рис. 1. Каждая секция имеет 10 рядов отверстий диаметром 2 мм.

Конструкция ЖТ позволяет перераспределить поток воздуха следующим образом: основная его часть идет на создание завесы вдоль ЖТ, а существенно меньшая часть ($m_{1\text{ВЫХ}}$) потока через кольцевой зазор поступает в зону сопла.

В данной работе рассмотрены три варианта работы ЖТ, когда расход воздуха в систему завесного охлаждения m_1 составляет заданную часть суммарного массового расхода воздуха m_3 через двигатель: вариант 1 ($m_1 = 0,1m_3$); вариант 2 ($m_1 = 0,2m_3$); вариант 3 ($m_1 = 0,3m_3$). Схема распределения массовых расходов представлена на рис. 2.

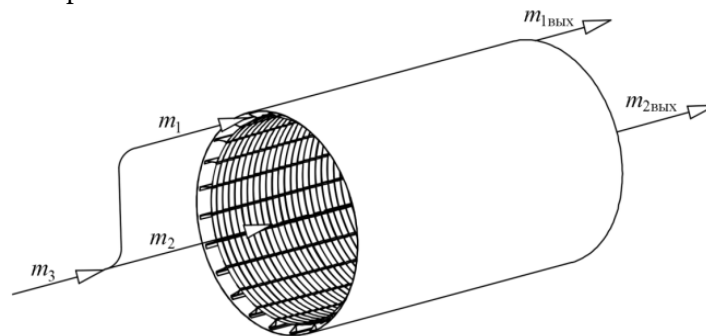


Рис. 2. Схема распределения потоков воздуха

Исследовано влияние температуры поверхности ЖТ на толщину пограничного слоя и, следовательно, на пропускную способность отверстий. Для каждого варианта работы системы рассмотрены различные температурные условия стенки ЖТ: условие 1 ($T_{\text{ЖТ}} = 750 \text{ К}$); условие 2 ($T_{\text{ЖТ}} = 1000 \text{ К}$); условие 3 ($T_{\text{ЖТ}} = 1250 \text{ К}$).

Работа посвящена численному математическому моделированию трехмерного стационарного потока газа с целью анализа закономерностей формирования завесы при равномерном расположении отверстий.

Математическая модель. Для моделирования трехмерного стационарного потока газа могут быть использованы методы вычислительной гидрогазодинамики, основанные на численном решении системы уравнений Навье — Стокса [9]. Замыкание системы уравнений Навье — Стокса происходит с применением полумпирической модели турбулентности $k-\omega$ SST [10–12].

Поскольку КС имеет осесимметричную конструкцию, для уменьшения затрат машинного времени течение газа моделируется в секторе КС, угол раскрытия которого составляет $1,5^\circ$. Расчетная область показана на рис. 3. В этом случае исследуемый участок ЖТ имеет один продольный ряд отверстий.

Граничные условия задаются следующим образом. Через сечение 1, где задан массовый расход (в соответствии с вариантом работы) и температура торможения, в рубашку охлаждения подается часть воздуха, отобранная из ВЗУ (расход m_1). Параллельно с этим через границу 2, с заданным массовым расходом и температурой потока, в огневой объем КС поступает основная часть воздуха (расход m_2). На границах 3 и 4, где имеются уже перераспределенные потоки, заданы давление и температура, соответствующие выходным сечениям каналов. Граничным условием на стенке ЖТ 7 является температура, соответствующая одному из температурных условий. Расчетная область ограничена непроницаемой стенкой 8 с температурой 750 К.

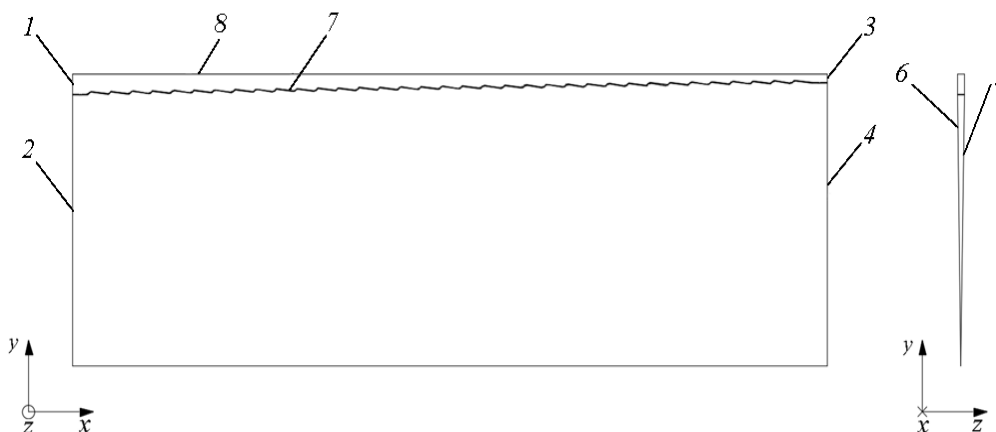


Рис. 3. Схема расчетной области

На границах 5 и 6 выполняется условие симметрии: $U_z = 0$, $\partial p / \partial z = 0$, $\partial T / \partial z = 0$, $\partial U_x / \partial z = 0$, $\partial U_y / \partial z = 0$. Для определения характера течения краевыми эффектами можно пренебречь, так как ширина рассматриваемой зоны течения (область, прилегающая к стенке ЖТ) значительно превышает ее высоту.

Для повышения адекватности интерпретации полученных данных введем относительную величину массового расхода, поступающего в КС из ЖТ:

$$g_i = \frac{m_i}{m_{\text{вх}}},$$

где m_i — массовый расход через i -й пояс отверстий; $m_{\text{вх}}$ — массовый расход на входе в канал жаровой трубы. Относительные потери полного давления в кольцевом канале ЖТ вычисляются следующим образом:

$$\delta = \frac{\Delta p^*}{p_{\text{вх}}^*},$$

где $\Delta p^* = p_{\text{вх}}^* - p_{\text{вых}}^*$ — потери полного давления; $p_{\text{вх}}^*, p_{\text{вых}}^*$ — полное давление на входе в канал и на выходе соответственно. Для сравнительной оценки эффективности работы ЖТ будем использовать относительную толщину охлаждающей завесы

$$h = \frac{y_{\text{завесы}}}{d_{\text{КС}}},$$

где $y_{\text{завесы}}$ — толщина охлаждающей завесы; $d_{\text{КС}}$ — диаметр КС.

Для численного расчета построена трехмерная сетка (рис. 4) смешанного типа объемом около 1,5 млн ячеек. Внутренний объем ЖТ и области истечения газа описаны/разрешаются тетрагональной сеткой. Для снижения требуемой вычислительной мощности огневой объем КС разрешен с использованием гексагональной сетки. Выполнено сгущение сетки к стенкам конструкции, что позволяет учитывать влияние пограничного слоя на характер течения газа [13]. Увеличение плотности ячеек в областях с предполагаемым высоким градиентом параметров повышает точность определения рассчитываемых величин.

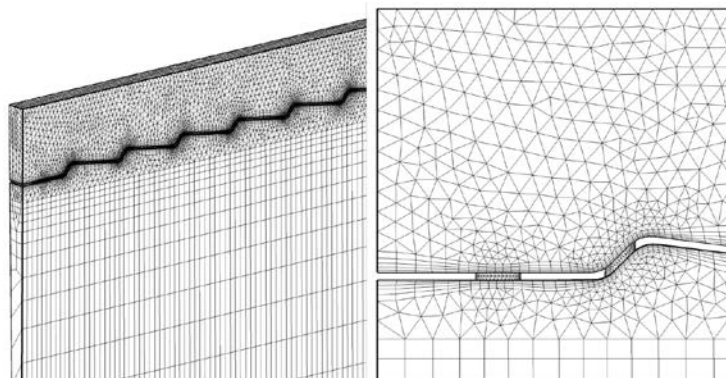


Рис. 4. Расчетная сетка

Описанная расчетная модель позволяет провести исследование общей картины газодинамического течения в рассматриваемой конструкции.

Анализ результатов. Расчеты были проведены для различных вариантов работы ЖТ.

На рис. 5 представлены поля скорости для второго варианта работы ЖТ, отображающие общий характер течения по длине КС в предположении первого температурного условия стенки ($T_{\text{ЖТ}} = 750\text{К}$). Здесь и далее рассчитанные поля параметров (скорости, давления, температуры) представлены в плоскости симметрии для трех участков по длине КС: участка 1 (от 0 м до 0,1 м), участка 2 (от 0,3 м до 0,4 м) и участка 3 (от 0,64 м до 0,73 м).

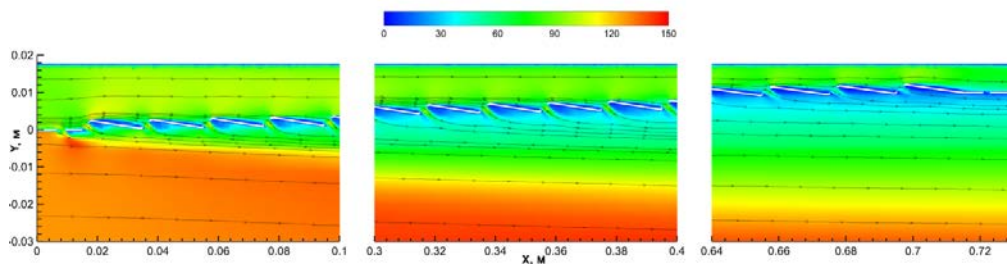


Рис. 5. Поля скорости для второго варианта работы ЖТ на трех участках КС

Сравнение полей скорости трех вариантов работы ЖТ на первом участке КС приведено на рис. 6. Как видно, поле течения характеризуется значительно неравномерным распределением скорости в проточной части ЖТ, особенно при третьем варианте работы.

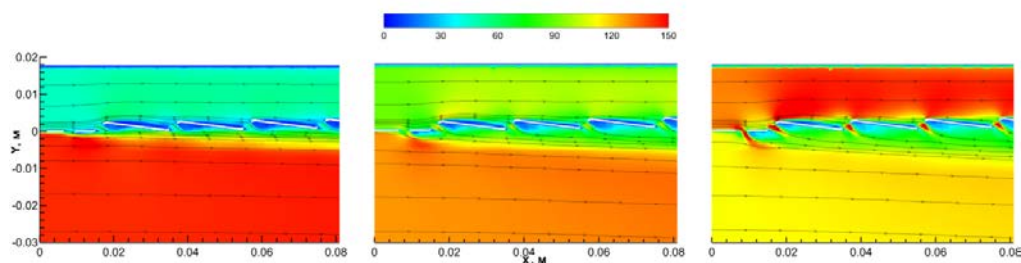


Рис. 6. Сравнение полей скорости для трех вариантов работы ЖТ на первом участке КС

Относительные потери давления для всех вариантов работы при температуре стенки ЖТ 750 К имеют следующие значения: вариант 1 — $\delta = 0,011$, вариант 2 — $\delta = 0,035$, вариант 3 — $\delta = 0,069$.

Поля скорости для трех вариантов работы ЖТ на втором участке КС, где наблюдается изменение толщины охлаждающего слоя воздуха, приведены на рис. 7. С возрастанием массового расхода воздуха, подаваемого в систему охлаждения, увеличивается толщина охлаждающей завесы.

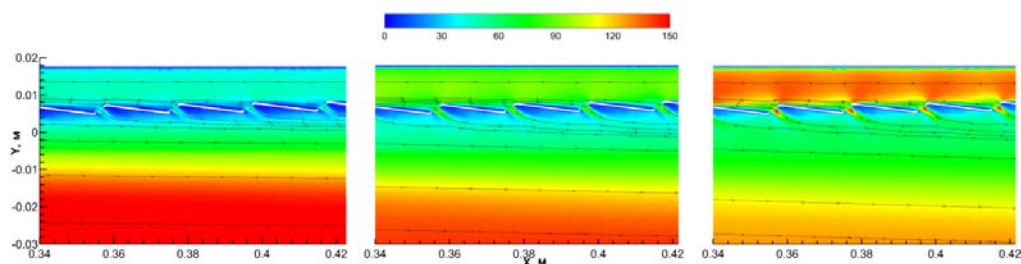


Рис. 7. Сравнение полей скорости для трех вариантов работы ЖТ на втором участке КС

Характер изменения толщины охлаждающего слоя по длине КС для второго варианта работы ЖТ наглядно иллюстрируется полем температуры на рис. 8

и графиком на рис. 9. Видно, что толщина охлаждающей завесы равномерно увеличивается по длине камеры сгорания.

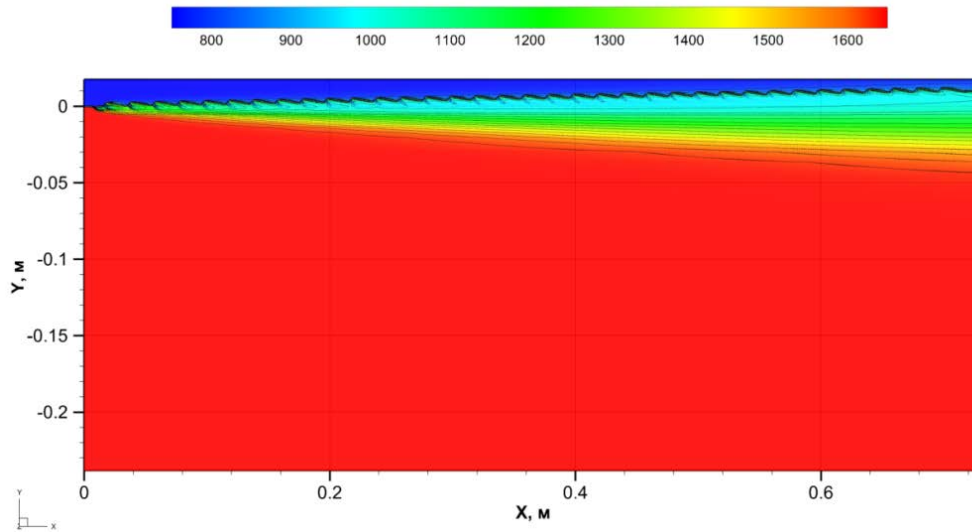


Рис. 8. Поле температуры для второго варианта работы ЖТ

Рассмотрев графики, приведенные на рис. 9, можно сделать вывод, что при увеличении массового расхода воздуха, отбираемого в систему охлаждения (10, 20 и 30 % значения m_3), толщина охлаждающего слоя растет непропорционально, при этом характер распределения не меняется.

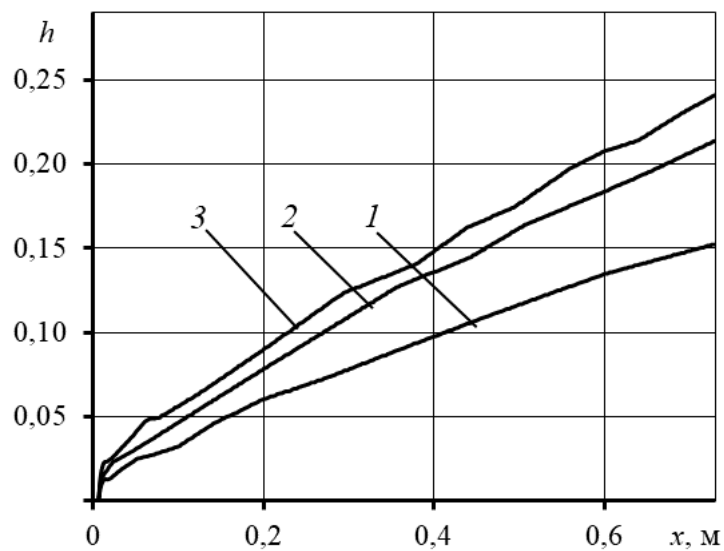


Рис. 9. Распределение относительной толщины охлаждающей завесы по длине КС:

1 — вариант 1; 2 — вариант 2; 3 — вариант 3

При обтекании выступающих частей ЖТ воздух вначале тормозится, что приводит к локальному росту статического давления, а затем ускоряется, вызывая образование зон разрежения (рис. 10). Характер распределения давления по длине КС схож для всех вариантов работы.

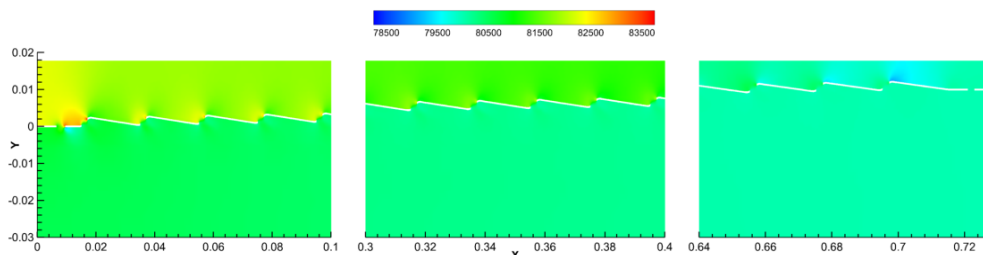


Рис. 10. Поля давления для второго варианта работы ЖТ на трех участках КС

На основе полученных расчетных данных определен массовый расход через каждое отверстие в ЖТ, что позволяет проанализировать характер формирования охлаждающей завесы по всей длине ЖТ. Так как расчет проведен только для одного сектора КС, необходимо выполнить пересчет полученных данных для всего объема КС.

Перераспределение потока воздуха, идущего на охлаждение КС, в зависимости от варианта работы ЖТ и от ее температурного состояния, количественно показано в таблице. С увеличением m_1 доля воздуха, идущего на создание завесы, уменьшается с 0,74 до 0,7.

Перераспределение потоков воздуха

Вариант	Граница	Объем	$T_{ЖТ} = 750\text{ К}$		$T_{ЖТ} = 1000\text{ К}$		$T_{ЖТ} = 1250\text{ К}$	
			m , кг/с	%	m , кг/с	%	m , кг/с	%
1	Вход	ЖТ	0,450	10,000	0,450	10,000	0,450	10,000
		Огневой объем КС	4,050	90,000	4,050	90,000	4,050	90,000
	Выход	ЖТ	0,117	2,594	0,119	2,650	0,121	2,700
		Огневой объем КС	4,383	97,406	4,381	97,350	4,379	97,300
		На завесу	0,333	74,061	0,331	73,501	0,329	73,004
2	Вход	ЖТ	0,900	20,000	0,900	20,000	0,900	20,000
		Огневой объем КС	3,600	80,000	3,600	80,000	3,600	80,000
	Выход	ЖТ	0,262	5,831	0,261	5,796	0,260	5,770
		Огневой объем КС	4,238	94,169	4,239	94,204	4,240	94,230
		На завесу	0,638	70,845	0,639	71,020	0,640	71,148
3	Вход	ЖТ	1,350	30,000	1,350	30,000	1,350	30,000
		Огневой объем КС	3,150	70,000	3,150	70,000	3,150	70,000
	Выход	ЖТ	0,408	9,060	0,405	9,006	0,402	8,938
		Огневой объем КС	4,092	90,940	4,095	90,994	4,098	91,062
		На завесу	0,942	69,799	0,945	69,980	0,948	70,207

Данные табл. 2 графически представлены на рис. 11, где видно, что по мере перетекания части воздуха в огневой объем КС через отверстия в стенке ЖТ расход воздуха по длине кольцевого канала уменьшается. Температура стенки оказывает пренебрежимо малое влияние на распределение расхода.

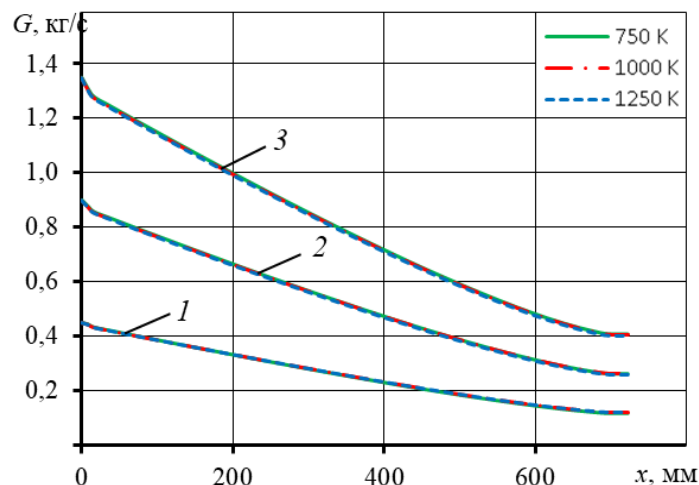


Рис. 11. Распределение массового расхода в кольцевом канале по его длине:

1 — вариант 1; 2 — вариант 2; 3 — вариант 3

Гистограмма распределения расхода воздуха через пояса отверстий для второго варианта работы ЖТ и различных температур стенки представлена на рис. 12. Расход воздуха через единственный пояс отверстий существенно меняется по длине ЖТ, причем это изменение является нелинейным. Максимальные расходы соответствуют поясам в начальной зоне ЖТ, а ближе к концу ЖТ расход воздуха через отверстия начинает резко уменьшаться. Аналогичные особенности характерны и для распределений, построенных для первого и третьего вариантов работы ЖТ.

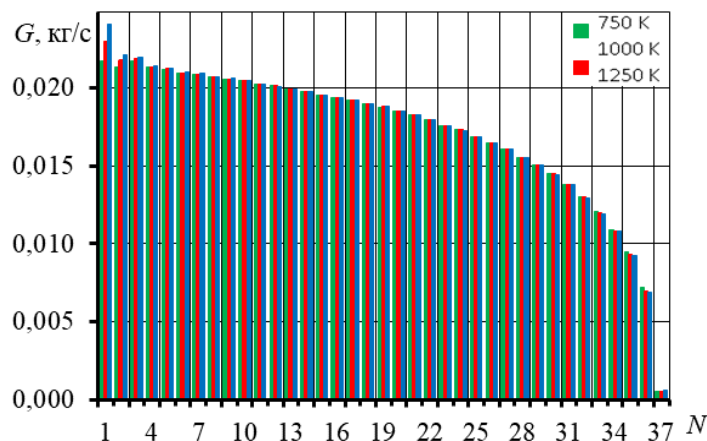


Рис. 12. Гистограмма расходов через пояса отверстий в ЖТ

Целесообразно представить полученные результаты в виде распределения относительного расхода по длине ЖТ. Сравнение непрерывных распределений относительного расхода трех вариантов работы при $T_{ЖТ} = 750\text{ К}$ приведено на рис. 13.

Характер распределения схож для всех вариантов работы ЖТ, за исключением пропускной способности первых трех поясов, что можно объяснить неустановившимся течением воздуха во входной зоне ЖТ.

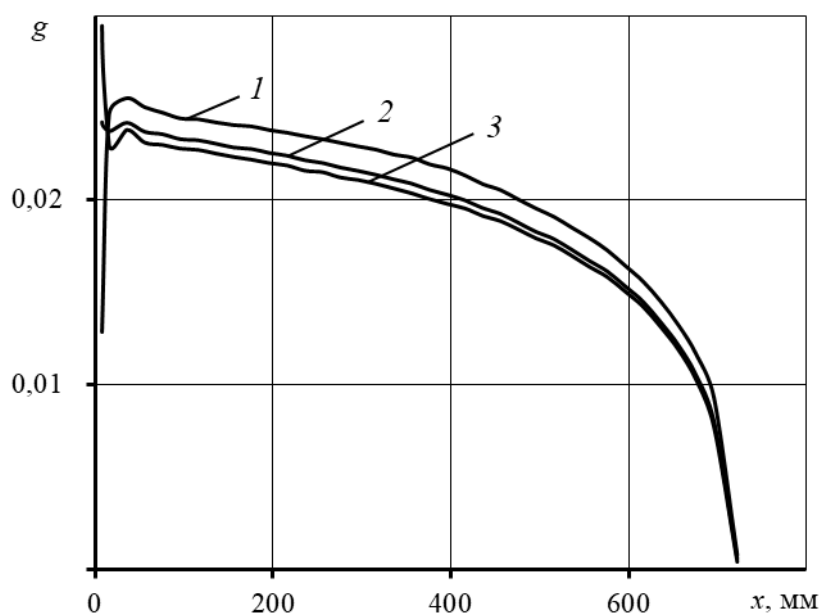


Рис. 13. Сравнение зависимостей распределения относительного массового расхода по длине КС:

1 — вариант 1; 2 — вариант 2; 3 — вариант 3

Таким образом, можно сделать вывод, что характер изменения относительного расхода воздуха по длине КС незначительно зависит от варианта работы ЖТ.

Выводы. В результате моделирования выявлен характер изменения по длине КС расхода воздуха, поступающего на завесное охлаждение. Показано, что ни расход охлаждающего воздуха, ни температура стенки практически не влияют на распределение относительного расхода воздуха через пояса отверстий. Полученные данные дают возможность повысить точность теплового расчета завесной системы охлаждения камеры сгорания ВРД.

Литература

- [1] Кудрявцев В.М., ред. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Кн. 2. М., Высшая школа, 1993.
- [2] Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.

-
- [3] Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М., Мир, 1986.
 - [4] Хронин Д.В., ред. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. М., Машиностроение, 1989.
 - [5] Копелев С.З., Гуров С.В. Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей. М., Машиностроение, 1978.
 - [6] Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М., Машиностроение, 1989.
 - [7] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М., Машиностроение, 1989.
 - [8] ANSYS Fluent 17.2 Theory Guide. Ansys Inc., 2016.
 - [9] Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., Наука, 1991.
 - [10] Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. СПб., Изд-во Политехнического института, 2012.
 - [11] de Feo D.M., Shaw S.T. Turbulence modeling and supersonic base flows. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2007, AIAA 2007-1083. DOI: 10.2514/6.2007-1083 URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2007-1083>
 - [12] Menter F.R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows. *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conf.*, 1993, AIAA 1993-2906. DOI: 10.2514/6.1993-2906 URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1993-2906>
 - [13] Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М., Энергоатомиздат, 1985.

Батенин Иван Андреевич — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Воронежский Андрей Владимирович, доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

NUMERICAL MODELING OF THE FLAME TUBE OPERATION IN THE COOLING SYSTEM OF THE AIR-JET ENGINE COMBUSTION CHAMBER

I.A. Batenin

ivanabatenin@gmail.com

SPIN-code: 9606-1107

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

This article presents a numerical simulation of a perforated flame tube operation in a system of film cooling of a combustion chamber of an air-jet engine using liquid fuel. The influence of the air flow supplied to the flame tube and its temperature on the overall gas-dynamic flow pattern is analyzed. The fields of gas parameters distribution (velocity, pressure, temperature) for various flow regimes in the flame tube are constructed. As a result of the calculations, the nature was revealed of the distribution of the air flow supplied to the cooling film along the combustion chamber under various modes of operation of the flame tube. The results of the study can be used to optimize the design of the film cooling system of the combustion chamber of an air-jet engine.

Keywords

Ramjet engine, combustion chamber, flame tube, film cooling, mathematical modeling, fluid and gas dynamics, cooling jacket, air intake

Received 21.05.2019

© Bauman Moscow State Technical University, 2019

References

- [1] Kudryavtsev V.M., ed. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley. Kn. 2 [Fundamentals of theory and calculations of liquid rocket engines. Vol. 2]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993 (in Russ.).
- [2] Dobrovolskiy M.V. Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya [Liquid rocket engine. Engineering foundations]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016 (in Russ.).
- [3] Lefebvre A. Gas turbine combustion. Hemisphere, 1983. (Russ. ed.: Protsessy v kamerakh sgoraniya GTD. Moscow, Mir Publ., 1986.)
- [4] Khronin D.V., ed. Konstruktsiya i proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Construction and engineering of aviation gas-turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989 (in Russ.).
- [5] Kopelev S.Z., Gurov S.V. Teplovoe sostoyanie elementov konstruktsii aviatsionnykh dvigateley [Thermal state of construction elements of aviation engine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978 (in Russ.).
- [6] Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bol'shikh sverkhzvukovykh skorostey poleta [Reactive engines for high hypersonic flight speed]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989 (in Russ.).
- [7] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley [Rocket engines theory]. Moscow, Mashinostroenie, 1989 (in Russ.).
- [8] ANSYS Fluent 17.2 Theory Guide. Ansys Inc., 2016.

- [9] Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1991 (in Russ.).
- [10] Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. Modelirovanie turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techeniy [Turbulence modelling in complex flow calculations]. Sankt-Petersburg, Izd-vo Politehnicheskogo instituta Publ., 2012 (in Russ.).
- [11] de Feo D.M., Shaw S.T. Turbulence modeling and supersonic base flows. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2007, AIAA 2007-1083. DOI: 10.2514/6.2007-1083 URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2007-1083>
- [12] Menter F.R. Zonal two-equation k- ω turbulence models for aerodynamic flows. *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conf.*, 1993, AIAA 1993-2906. DOI: 10.2514/6.1993-2906 URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1993-2906>
- [13] Kutateladze S.S., Leont'yev A.I. Teploobmen i trenie v turbulentnom pogranchnom sloe [Heat exchange and friction in turbulent boundary layer]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1985 (in Russ.).

Batenin I.A. — Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Voronetskiy A.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.