DOI: 10.15593/2224-9982/2017.49.09

УДК 62-9

Е.В. Бояршинова, Н.Л. Бачев, О.О. Матюнин, Р.В. Бульбович

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ И РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ КЕРОСИНО-ВОЗДУШНОЙ ГОРЕЛКИ В СОСТАВЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ТЕРМОБАРЬЕРНЫХ ПОКРЫТИЙ

Приводятся методика и результаты расчетов режимных и геометрических параметров керосино-воздушной горелки, которая разрабатывается для использования в составе стенда испытаний образцов с термобарьерными покрытиями при температурах свыше 1500 °С. Стенд моделирует условия, близкие к эксплуатации турбин авиационных двигателей: высокие температуры, скорости, тепловые потоки и полетный цикл. Горючим является жидкий керосин марки ТС-1 или РТ по ГОСТ 10227-86, в качестве окислителя выступает сжатый воздух. Рассмотрены схемы подачи компонентов в горелку с использованием однокомпонентной струйной жидкостной, однокомпонентной центробежной жидкостной и двухкомпонентной струйно-струйной газожидкостной форсунок. Дается описание математической модели расчета режимных и геометрических параметров горелки. Для определения диаметра и длины цилиндрической части предложено использовать обобщенные параметры, а именно относительную расходонапряженность и время пребывания в горелке. Проведен параметрический анализ характеристик горелки, который позволил выбрать оптимальные геометрические и режимные параметры разрабатываемой горелки.

Ключевые слова: керосино-воздушная горелка, подача компонентов, форсунка, геометрические размеры, давление, температура, расход, скорость газового потока, время пребывания, расходонапряженность.

E.V. Boyarshinova, N.L. Bachev, O.O. Matyunin, R.V. Bulbovich

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

SELECTION OF GEOMETRIC AND REGIME PARAMETERS OF THE KEROSENE-AIR BURNER IN THE COMPOSITION OF THE STAND FOR TESTING THERMO-BARRIER COATINGS

Abstract describes the technique and results of calculation of regime and geometric parameters of a kerosene-air burner, being developed for the test rig for testing thermal barrier coating samples at temperatures above 1500 °C. The rig simulates conditions close to aircraft engine turbines, such as: high temperatures, flows, heat fluxes and the flight cycle. The liquid fuel is TS-1 or RT kerosene in accordance with GOST 10227-86, the oxidant is compressed air. Component feed schemes being studied use single-component liquid-jet, single-component centrifugal liquid and two-component jet-jet gas-liquid injectors. A mathematical model of calculating the regime and geometric parameters of the burner is described. It is proposed to use generalized parameters, namely the relative flow and the residence time in the burner, to determine the diameter and length of its cylindrical part. Parametric analysis of burner characteristics, being carried out, allowed to choose optimal geometric and regime parameters of the developed burner.

Keywords: kerosene-air burner, components feed, nozzle, geometric dimensions, pressure, temperature, flow rate, gas flow velocity, residence time, flow-rate intensity.

Для увеличения ресурса работы газотурбинного двигателя при повышенных температурах газового потока целесообразно применение термобарьерных покрытий на поверхностях конструктивных материалов. Циклические испытания материалов и термобарьерных покрытий газотурбинных двигателей при температурах свыше 1500 °С предлагается проводить на стенде, в котором горячий газовый поток вырабатывается керосино-воздушной горелкой. В данной статье приводятся методика и результаты расчетов режимных и геометрических параметров разрабатываемой горелки.

Для выбора способа организации рабочего процесса в горелке с целью получения заданных параметров высокотемпературной газовой струи необходима информация о термодинамических параметрах горения [1, 2].

В табл. 1 приведены термодинамические параметры продуктов сгорания пары компонентов керосин + воздух при давлении в горелке $p = 1000$ кПа [3].

Таблица 1

Термодинамические параметры продуктов сгорания

Коэффициент избытка окислителя α	Массовое соотношение компонентов k_m	Температура T^* , К	Молярная масса M , кг/кмоль	Показатель адиабаты k	Газовая постоянная R , кг/(ДжК)
0,8	11,8	2170	27,60	1,257	295
0,9	13,2	2287	28,31	1,245	288
1,0	14,7	2321	28,78	1,208	283
1,1	16,2	2222	28,90	1,233	282
1,2	17,6	2108	28,93	1,246	281

Анализ данных из табл. 1 показывает, что для удовлетворения требований по параметрам газовой струи для испытаний термобарьерных покрытий рабочий процесс в горелке должен быть организован при стехиометрическом соотношении компонентов $\alpha = 1,0$.

Расход горючего через горелку определялся из соображений минимальной тепловой мощности горелки, минимального перепада на форсунке, при котором еще возможен удовлетворительный распыл горючего на капли, и минимально возможного по технологии изготовления диаметра выходного сечения форсунки. Рассмотренные схемы подачи компонентов [4, 5] представлены на рис. 1.

Расход через жидкостные форсунки горючего [6, 7]

$$\dot{m}_r = \mu_\phi F_\phi \sqrt{2\rho\Delta p_\phi},$$

где μ_ϕ – коэффициент расхода; F_ϕ – площадь геометрического проходного сечения; ρ – плотность горючего; Δp_ϕ – перепад давления на форсунке.

Принятые [8, 9] и расчетные [7, 10] параметры форсунок по схемам, показанным на рис. 1, а, б, представлены в табл. 2.

Расчеты по схеме подачи с использованием двухкомпонентной форсунки (рис. 1, в) показали, что тепловая мощность горелки зависит от количества отверстий подачи горючего и намного превышает значение при использовании струйной и центробежной однокомпонентной форсунок, поэтому для дальнейших разработок предлагаются схемы подачи компонентов с использованием струйной однокомпонентной форсунки горючего (см. рис. 1, а) и центробежной однокомпонентной форсунки горючего (см. рис. 1, б).

Расход окислителя $\dot{m}_{ок} = \alpha k_{m0} \dot{m}_r$ и суммарный расход $\dot{m} = (1 + \alpha k_{m0}) \dot{m}_r$ при $\alpha = 1$ и $k_{m0} = 14,7$ [8, 11] составляют соответственно $\dot{m}_{ок} = 0,220$ кг/с и $\dot{m} = 0,325$ кг/с.

Окислитель подается через шесть струйных форсунок с диаметром выходного сечения сопла $d_{ок} = 4$ мм, расположенных под углом $\beta = 45^\circ$ к оси форсунки при перепаде $\Delta p_{фок} = 0,3$ МПа.

Для выбора режимных параметров горелки была проведена серия расчетов с использованием следующей математической модели.

Рис. 1. Схемы подачи компонентов в горелку: *а* – струйная однокомпонентная форсунка горючего; *б* – центробежная однокомпонентная форсунка горючего; *в* – двухкомпонентная струйно-струйная газожидкостная форсунка

Таблица 2

Параметры однокомпонентных форсунок горючего

Параметр	Обозначение	Размерность	Значение	
			Струйная форсунка	Центробежная форсунка
Коэффициент расхода	μ_f	–	0,9	0,08
Диаметр выходного сечения	d_f	м	0,001	0,0035
Коэффициент живого сечения	ϕ	–	1,0	0,23
Плотность керосина	ρ	кг/м ³	780	780
Диаметр газового вихря	$d_{\text{вихря}}$	м	0	0,00307
Перепад давления	Δp_{fg}	МПа	0,3	0,3
Двойной угол распыла	2α	град	20	120
Расход горючего через форсунку	$\dot{m}_f$	кг/с	0,015	0,015
Теплопроизводительность горючего	H_u	МДж/кг	43,12	43,12
Тепловая мощность горелки	N	кВт	646,8	646,8

Полное давление в горелке определяется в соответствии с расходом [12]

$$p^* = \frac{\dot{m} \sqrt{RT^*}}{\Gamma(k) F_a q(\lambda_a)},$$

где комплекс

$$\Gamma(k) = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}},$$

а газодинамическая функция [13]

$$q(\lambda_a) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda_a.$$

Площадь выходного сечения горелки

$$F_a = \frac{\pi d_a^2}{4},$$

где d_a – диаметр выходного сечения.

Статическое давление и температура в выходном сечении горелки

$$p_a = p^* \pi(\lambda_a),$$

$$T_a = T^* \tau(\lambda_a),$$

где газодинамические функции [13]

$$\pi(\lambda_a) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

$$\tau(\lambda_a) = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2.$$

Скорость газового потока на выходе из горелки

$$w_a = \lambda_a a_{кр},$$

где критическая скорость [12]

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT^*}.$$

Результаты расчетов получены при следующих данных: $k = 1,208$; $R = 283$ Дж/кг·К; $\Gamma(k) = 0,650$; $\dot{m} = 0,235$ кг/с; $T^* = 2321$ К; $p_{кр} = 0,18$ МПа, и представлены в табл. 3.

Анализ данных из табл. 3 показывает, что наиболее полно техническому заданию на изготовление горелки отвечает следующий вариант с докритическим истечением из сопла: $d_a = 0,03$ м; $\lambda_a = 0,8$; $w_a = 678,4$ м/с; $p^* = 0,44$ МПа; $p_a = 0,3$ МПа; $T_a = 2182$ К.

Диаметр цилиндрической части горелки определялся по известной относительной расходунапряженности:

$$F_{ц} = \frac{\pi d_{ц}^2}{4} = \frac{\dot{m}}{p^* g}.$$

Таблица 3

Совокупность режимных параметров керосино-воздушной горелки

d_a , м	λ_a	$q(\lambda_a)$	$\pi(\lambda_a)$	$\tau(\lambda_a)$	p^* , МПа	p_a , МПа	T_a , К	w_a , м/с
0,01	1,0	0,996	0,564	0,906	3,75	2,1	2102	848
	0,8	0,954	0,698	0,94	3,9	2,7	2182	678,4
	0,6	0,82	0,82	0,97	4,55	3,7	2251	509
	0,4	0,598	0,916	0,98	6,2	5,7	2274	339,2
0,015	1,0	0,996	0,564	0,906	1,7	0,96	2102	848
	0,8	0,954	0,698	0,94	1,74	1,2	2182	678,4
	0,6	0,82	0,82	0,97	2,0	1,6	2251	509
	0,4	0,598	0,916	0,98	2,76	2,5	2274	339,2
0,02	1,0	0,996	0,564	0,906	0,97	0,55	2102	848
	0,8	0,954	0,698	0,94	1,0	0,7	2182	678,4
	0,6	0,82	0,82	0,97	1,2	0,98	2251	509
	0,4	0,598	0,916	0,98	1,6	1,5	2274	339,2
0,025	1,0	0,996	0,564	0,906	0,6	0,34	2102	848
	0,8	0,954	0,698	0,94	0,63	0,44	2182	678,4
	0,6	0,82	0,82	0,97	0,73	0,6	2251	509
	0,4	0,598	0,916	0,98	1,0	0,92	2274	339,2
0,03	1,0	0,996	0,564	0,906	0,4	0,22	2102	848
	0,8	0,954	0,698	0,94	0,44	0,3	2182	678,4
	0,6	0,82	0,82	0,97	0,5	0,41	2251	509
	0,4	0,598	0,916	0,98	0,7	0,64	2274	339,2

Относительная расходонапряженность по условиям устойчивого горения $\bar{g} = (0,7...2,9) \cdot 10^{-4}$ кг/(Н·с) [14]. При $g = 1 \cdot 10^{-4}$ кг/(Н·с); $\dot{m} = 0,235$ кг/с; $p^* = 0,44$ МПа диаметр цилиндрической части горелки $d_{ц} = 0,082$ м.

Длина цилиндрической части горелки определялась по заданному времени пребывания продуктов сгорания в объеме горелки

$$V_{ц} = \frac{\pi d_{ц}^2}{4} l_{ц} = \frac{\tau_{ц} \dot{m}}{\rho^*}.$$

По условию устойчивого горения время пребывания $\tau_{ц} = 1...5$ мс [14]. При $\tau_{ц} = 3 \cdot 10^{-3}$ с, $\dot{m} = 0,235$ кг/с, $d_{ц} = 0,082$ м, $\rho^* = 0,670$ кг/м³ длина цилиндрической части горелки $l_{ц} = 0,2$ м.

Удлинение цилиндрической части горелки $\frac{l_{ц}}{d_{ц}} = 2,5$ и находится в соответствии с имеющимися аналогами [8].

Одним из возможных способов увеличения температуры газовой струи при циклических испытаниях конструкционных материалов и термобарьерных покрытий является использование в качестве окислителя смеси воздух + кислород. С помощью программного комплекса «Астра-4» проведена серия термодинамических расчетов характеристик рабочего тела при разных соотношениях воздуха и кислорода в смеси. В табл. 4 приведены условные химические формулы и энтальпии сложного окислителя и термодинамическая температура горения различных топливных композиций, а компонентные составы продуктов сгорания – в табл. 5.

Результаты, представленные в табл. 4 и 5, получены при стехиометрическом соотношении компонентов $\alpha = 1$, давлении в горелке $p = 0,44$ МПа, горючее – керосин.

Таблица 4

Результаты уточненного термодинамического расчета

№ п/п	Окислитель	Условная химическая формула окислителя	$\Delta H_{ок}$, кДж/кг	T^* , К
1	100 % воздух	$C_{0,01045}O_{14,48}N_{53,91}Ar_{0,320}$	1,046	2303
2	95 % воздух + 5 % кислород	$C_{0,01045}O_{16,875}N_{53,91}Ar_{0,320}$	0,994	2429
3	90 % воздух + 10 % кислород	$C_{0,01045}O_{19,312}N_{53,91}Ar_{0,320}$	0,941	2527
4	85 % воздух + 15 % кислород	$C_{0,01045}O_{21,688}N_{53,91}Ar_{0,320}$	0,889	2603
5	80 % воздух + 20 % кислород	$C_{0,01045}O_{24,125}N_{53,91}Ar_{0,320}$	0,837	2666

Анализ табл. 4 показывает, что добавки кислорода к воздуху позволяют существенно увеличить температуру газовой струи, однако при этом усложняется система подачи окислителя в горелку.

Таблица 5

Компонентные составы продуктов сгорания

Окислитель	Основные компоненты, об. доли				
	H ₂ O	CO ₂	N ₂	NO _x	CO
100 % воздух	0,121	0,123	0,726	0,00221	0,0104
95 % воздух + 5 % кислород	0,123	0,130	0,692	0,00359	0,0178
90 % воздух + 10 % кислород	0,142	0,135	0,659	0,00504	0,0261
85 % воздух + 15 % кислород	0,151	0,140	0,630	0,00640	0,0344
80 % воздух + 20 % кислород	0,158	0,142	0,602	0,00769	0,0426

Анализ табл. 5 показывает, что увеличение температуры горения от $T^* = 2303$ К до $T^* = 2666$ К приводит к увеличению содержания NO_x в продуктах сгорания в 3,5 раза, а содержания CO – в 4 раза.

При стехиометрическом соотношении компонентов $\alpha = 1$ температура в горелке достигает своего максимального значения. С целью увеличения ресурса работы горелки в дальнейшем необходимо разработать систему охлаждения [15]. В качестве эффективного способа охлаждения предлагается организация противоточного движения охлаждающего воздуха в кольцевой рубашке с продольными ребрами жесткости с последующей его подачей в зону горения. Указанная схема охлаждения представлена на рис. 2.

Рис. 2. Схема охлаждения горелки

Таким образом, определены геометрические и режимные параметры керосино-воздушной горелки, которая предназначена для создания высокотемпературной газовой струи в составе стенда для испытания образцов с термобарьерными покрытиями. Выбранные параметры наиболее полно соответствуют требованиям на изготовление горелки. С использованием программного комплекса «Астра-4» проведены термодинамические расчеты с целью определения температуры и состава продуктов сгорания при различном содержании кислорода в составе окислительной смеси. В дальнейшем требуется разработка системы воздушного охлаждения и численное моделирование рабочего процесса в объеме горелки с целью уточнения рабочих характеристик.

Библиографический список

1. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. – 220 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Черенков А.С. Основы теории физико-химических процессов в тепловых двигателях и энергетических установках. – М.: Химия, 2000. – 520 с.
3. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин, В.А. Худяков, В.Н. Костин / под ред. В.П. Глушко; Всесоюз. ин-т науч. и техн. информации. – М., 1973. – Т. 3. – 624 с.
4. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
5. Хзмалян Д.М., Каган Я.А. Теория горения и топочные устройства. – М.: Энергия, 1976. – 487 с.
6. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания ГТД. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1984. – 92 с.
7. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
8. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.
9. Померанцев В.В., Арефьев К.М., Адмедов Д.Б. Основы практической теории горения. – Л.: Энергоатомиздат, 1986. – 312 с.
10. Блинов Е.А. Теория горения и взрыва. – СПб.: Изд-во Сев.-Зап. техн. ун-та, 2007. – 119 с.
11. Штехер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 304 с.
12. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1989. – 824 с.
13. Газодинамические функции / Ю.Д. Иров [и др.]. – М.: Машиностроение, 1965. – 399 с.
14. Егорычев В.С. Термодинамический расчет и проектирование камеры сгорания ЖРД. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 107 с.
15. Сударев А.В., Антоновский В.И. Камеры сгорания газотурбинных установок. Теплообмен. – Л.: Машиностроение, 1985. – 272 с.

References

1. Mingazov B.G. Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley [Combustion chambers of gas-turbine engines]. Kazan, Kazanskiy gosudarstvennyy tekhnicheskiiy universitet, 2006, 220 p.
2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Cherenkov A.S. Osnovy teorii fiziko-khimicheskikh protsessov v teplovykh dvigatelyakh i energeticheskikh ustanovkakh [Bases of the theory of physical and chemical processes in heat engines and power stations]. Moscow, Mashinostroenie, 2000, 520 p.
3. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P., Khudyakov V.A., Kostin V.N. Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya, Tom 3 [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion materials, Vol. 3.] Moscow: VINITI, 1973, 624 p.
4. Gakhun G.G. Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Construction and design of liquid rocket engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1989, 424 p.
5. Hzmalyan D.M., Kagan Ya.A. Teoriya goreniya i topochnye ustroystva [Theory of burning and furnace plants]. Moscow, Energiya, 1976, 487 p.
6. Pchelkin Y.M. Kamery sgoraniya GTD [GTE combustion chambers]. Moscow, izdatelstvo MGТУ im. N.E. Bauman, 1984, 92 p.

7. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley [Theory of rocket engines], Moscow, Mashinostroenie, 1980, 533 p.
8. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok, Tom 2 [Bases of design of aviation engines and power plants, Vol. 2]. Moscow, Mashinostroenie, 2008. 368 p.
9. Pomerantsev V.V., Arefyev K.M., Admedov D.B. Osnovy prakticheskoy teorii goreniya [Bases of the practical theory of burning]. Leningrad, Energoatomizdat, 1986, 312 p.
10. Blinov E.A. Teoriya goreniya i vzryva [Theory of burning and explosion]. Sankt- Peterburg, Severo-Zapadnyy tekhnicheskiiy universitet, 2007, 119 p.
11. Shtekher M.S. Topliva i rabochie tela raketnykh dvigateley [Fuels and working substances of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1976, 304 p.
12. Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics]. Moscow, Nauka, 1989, 824 p.
13. Irov Yu.D. et al. Gazodinamicheskie funktsii [Gasdynamic functions]. Moscow, Mashinostroenie, 1965, 399 p.
14. Egorychev V.S. Termodinamicheskiiy raschet i proektirovanie kamery sgoraniya ZhRD [Thermodynamic calculation and design of a combustion chamber of ZhRD]. Samara, Samarskiy gosudarstvennyy aérosmicheskiiy universitet, 2009, 107 p.
15. Sudarev A.V., Antonovsky V.I. Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh ustanovok. Teploobmen [Combustion chambers of gas-turbine installations. Heat exchange]. Leningrad, Mashinostroenie, 1985, 272 p.

Об авторах

Бояршинова Екатерина Владимировна (Пермь, Россия) – магистр кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: katerinka_bev@mail.ru).

Бачев Николай Леонидович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: bnl54@yandex.ru).

Матюнин Олег Олегович (Пермь, Россия) – старший преподаватель кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: matoleg@gmail.com).

Бульбович Роман Васильевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: dekan_akf@pstu.ru).

About the authors

Ekaterina V. Boyarshinova (Perm, Russian Federation) – Magister, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: katerinka_bev@mail.ru).

Nikolay L. Bachev (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: bnl54@yandex.ru).

Oleg O. Matyunin (Perm, Russian Federation) – Senior Lecturer, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: matoleg@gmail.com).

Roman V. Bulbovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: dekan_akf@pstu.ru).