

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-56-67

Для цитирования: Верификация термодинамических параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при избытке одного из компонентов топлива / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, Д. В. Маслов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 56–67. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-56-67.

For citation: Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Maslov D. V. et al. [Verification of thermodynamic parameters of a mixture of generator gas on oxygen-hydrogen fuel with an excess of one of the fuel components]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 56–67. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-56-67.

Верификация термодинамических параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при избытке одного из компонентов топлива

В. А. Беляков^{1,2}, Д. О. Василевский^{3,4*}, Д. В. Маслов⁵,
А. А. Киляшов⁶, Р. В. Ромашко^{1,2}

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

²АО Опытно-конструкторское бюро «Кристалл»
Российская Федерация, 111024, г. Москва, просп. Энтузиастов, 15

³АО «Невский Завод»
Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, просп. Обуховской Обороны, 51

⁴Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
Российская Федерация, 192029, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1

⁵АО ГНЦ «Центр Келдыша»
Российская Федерация, 129301, г. Москва, ул. Онежская, 8

⁶Университет информационных технологий, механики и оптики
Российская Федерация, 191002, г. Санкт-Петербург, ул. Ломоносова, 9

*E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

Жидкостные газогенераторы (ЖГГ) являются дополнительными огневыми агрегатами в системе питания жидкостных ракетных двигателях (ЖРД). ЖГГ обеспечивают работу агрегатов питания турбонасосного агрегата (ТНА) двигателя путем подачи продуктов сгорания (ПС) на привод турбины.

Основными критериями эффективности генераторного газа является комплекс $(RT)_{\Sigma}$ и термодинамические свойства смеси, зависящие от температуры, давления, степени избытка окислителя и энтальпии топлива, отнесенной к условиям подачи в форсунки ГГ. Изменение параметров генераторного газа приводит к изменению параметров мощности турбины за счет его влияния на адиабатную работу турбины $L_{ад}$. В зависимости от рассматриваемой схемы двигателя, ПС ГГ могут совершать работу и в других агрегатах и элементах двигателя, а также оказывать влияние на множество параметров ЖРД. Среди основных можно отметить:

- мощность бустерной газовой турбины бустерного турбонасосного агрегата (БТНА) в случае отбора генераторного газа после ГГ или турбогаза после основной турбины;
- температура подогрева хладагента в теплообменном аппарате, введенном в ГГ;
- удельный импульс жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ), зависящий от количества и свойств турбогаза, поступающего в выхлопной патрубков двигателя (для схемы двигателя без дожигания генераторного газа);
- смесеобразование в камере сгорания (КС) за счет дожигания турбогаза, поступающего после турбины в камеру двигателя (для схемы двигателя с дожиганием генераторного газа);
- параметры огневой стенки двигателя в случае применения высокотемпературной газовой завесы путем вдува генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла.

Для множества пар топлив при горении в ГГ характерна неравновесность ПС (особенно в углеводородных топливах). В связи с тем, что ПС при горении кислородно-водородной смеси в силу простоты реакции успевают сформироваться при пребывании в ГГ (т. е. время химического равновесия ПС меньше или равно времени пребывания в ГГ), их термодинамические параметры возможно достоверно определять с помощью программ, моделирующих реакции химического равновесия.

В данной статье исследован вопрос получения достоверных результатов термодинамических расчетов генераторного газа при низком и высоком коэффициентах избытка окислителя. Проведена верификация параметров, полученных в программах «Астра» и Rocket Propulsion Analysis с расчетными значениями. Определена наиболее подходящая программа для выполнения инженерных расчетов и моделирования термодинамики жидкостных газогенераторов.

Ключевые слова: газогенератор ЖРД, термодинамические параметры ЖГГ, кислородно-водородное топливо, равновесный состав продуктов сгорания.

Verification of thermodynamic parameters of a mixture of generator gas on oxygen-hydrogen fuel with an excess of one of the fuel components

V. A. Belyakov^{1, 2}, D. O. Vasilevsky^{3, 4*}, D. V. Maslov⁵,
A. A. Kuleshov⁶, R. V. Romashko^{1, 2}

¹Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation

²Experimental Design Bureau "Crystal"
15, Enthusiasts Av., Moscow, 111024, Russian Federation

³Nevsky Plant
51, Obukhov Defense Av., Saint Petersburg, 190005, Russian Federation

⁴Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinov
1, 1st Krasnoarmeyskaya St., Saint Petersburg, 192029, Russian Federation

⁵State Scientific Center "Keldysh Center"

8, Onezhskaya St., Moscow, 129301, Russian Federation

⁶University of Information Technologies, Mechanics and Optics
9, Lomonosova St., Saint Petersburg, 191002, Russian Federation

*E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

Liquid gas generators (LGG) are additional firing units in the power system of liquid rocket engines (LPRE). The LGG ensure the operation of the power units of the turbopump unit (TPU) of the engine by feeding combustion products (CP) to the turbine drive.

The main criteria for the efficiency of the generator gas is the complex (RT)gg and the thermodynamic properties of the mixture, depending on temperature, pressure, the degree of excess of the oxidizer and the enthalpy of the fuel, attributed to the conditions of supply to the nozzles of the GG. Changing the parameters of the generator gas leads to a change in the turbine power parameters due to its effect on the adiabatic operation of the Lard turbine. Depending on the engine circuit under consideration, CP GG can perform work in other units and elements of the engine, as well as influence many parameters of the LPRE. Among the main ones can be noted:

- the power of the booster gas turbine of the booster turbopump unit (BTPU) in the case of the selection of the generator gas after the GG or turbogas after the main turbine;
- the temperature of heating the refrigerant in the heat exchanger introduced in the GG;
- specific impulse of a liquid rocket propulsion system (LRPS), depending on the quantity and properties of the turbogas entering the exhaust pipe of the engine (for the engine circuit without afterburning the generator gas);
- mixing in the combustion chamber (CC) due to afterburning of turbogas entering the engine chamber after the turbine (for the engine circuit with afterburning of generator gas);
- parameters of the firing wall of the engine in the case of using a high-temperature gas curtain by blowing generator gas into the supersonic part of the nozzle.

For many pairs of fuel during combustion in GG, the nonequilibrium of combustion products is characteristic (especially in hydrocarbon fuels). Due to the fact that the combustion products (CP) during the combustion of an oxygen-hydrogen mixture, due to the simplicity of the reaction, have time to form while staying in the GG (i.e., the time of chemical equilibrium of the CP is less than or equal to the time of stay in the GG), their thermodynamic parameters can be reliably determined using programs that simulate chemical equilibrium reactions.

In this article, the issue of obtaining reliable results of thermodynamic calculations of generator gas at low and high coefficients of oxidant excess is investigated. Verification of parameters obtained in the programs "Astra" and "Rocket Propulsion Analysis" with calculated values was carried out. The most suitable program for performing engineering calculations and modeling the thermodynamics of liquid gas generators has been determined.

Keywords: LPRE gas generator, thermodynamic parameters of the of the LGG, oxygen-hydrogen fuel, equilibrium composition of combustion products.

Introduction

Achieving carbon neutrality is underway in many countries around the world. Despite the low percentage of air pollution from launch vehicles compared to emissions of pollutants from industrial enterprises, the rocket industry is subject to some restrictions, forcing them to become more environmentally friendly.

One of the main tools for achieving carbon neutrality is alternative energy, the promising fuel of which is hydrogen due to its chemical kinetics [1]. Thus, back in the last century, hydrogen paired with oxygen was successfully used as fuel for liquid rocket engines [2; 3]. Liquid rocket engines developed in the Soviet Union [4], operating on hydroxygen, cannot compete with modern engines in terms of efficiency [5].

Following environmental trends [6] and taking into account the high energy content of hydrogen, the question arises of designing new [7] or modifying existing liquid propellant engines operating on this fuel [8]. At the same time, most modern liquid propellant propulsion systems contain liquid gas generators, in which, based on exothermic processes of decomposition or combustion of the corresponding substances, generator gas is produced with a relatively low temperature of the order of 500–1300 K [9]. The presence of a gas generator in the engine circuit allows throttling by regulating the ratio of fuel components in the gas generator [10], thus changing the thermodynamic parameters of the gas that drives the turbocharger turbine.

A feature of the LGG working process is that it occurs with a small supply of thermal energy to the fuel. Due to this, chemical reactions proceed more slowly than in a liquid-propellant rocket engine chamber [11]. As a result, high-temperature bundles may appear [12], which are characterized by increased temperatures with a disordered composition of fuel components [13], the presence of which has a negative effect on turbine blades [14]. Accordingly, the composition of combustion products is nonequilibrium. At the same time, modern programs for analyzing the thermodynamic parameters of combustion products (such as RPA and Astra) allow calculations only at equilibrium composition. Based on this, the question arises of obtaining reliable values of the parameters of the generator gas, which can be answered by creating mathematical models [15] that take into account the nonequilibrium composition [16].

The use of hydroxygen fuel should allow one to avoid the procedure for creating mathematical models due to the smaller number of chemical reactions occurring during the combustion process. In this regard, it is necessary to verify the calculated values of the thermodynamic parameters of the generator gas and the data obtained in programs for determining the equilibrium characteristics.

The use of oxygen and hydrogen as components of liquid propellant rocket engines makes it possible to achieve high values of specific thrust impulse (STI). At the same time, it becomes possible to use these engines as part of reusable rocket and space systems [17].

The advantage of reductive (RGG) and oxidative (OGG) RGGs based on oxygen-hydrogen fuel components is the chemical kinetics of the fuel itself, which makes it possible to drive turbines and achieve high values of adiabatic work at a sufficiently low or high excess oxidant ratio (EOR). At the same time, PSs provide high gas efficiency, as well as sufficient convergence of experimental data with thermodynamic calculations [18].

Calculation of the thermodynamic parameters of the LGG mixture using oxygen-hydrogen fuel

The thermodynamic parameters of the generator gas were calculated using the Rocket Propulsion Analysis (RPA) and Astra programs. These programs allow you to obtain the properties of combustion products at equilibrium gas composition. The Astra program was created at the Moscow State Technical University named after N. E. Bauman and is intended to determine the characteristics of equilibrium, phase and chemical composition of arbitrary systems, including for the thermodynamic calculation of liquid propellant engines [19].

RPA is a multi-platform analysis tool designed for use in the conceptual and preliminary design of chemical rocket engines [20]. RPA uses an expandable chemical library based on the NASA thermodynamic database and the L.V. Gurvich thermodynamic database, which includes data on numerous types of combustibles and oxidizers.

Table 1 [9] presents the thermodynamic parameters of the oxidizing generator gas [21], corresponding to the equilibrium composition and not taking into account the real working process.

Table 2 shows the calculated values of the reducing generator gas.

Comparison of the calculated parameters of the generator gas in the Astra and RPA programs with the values from Tables 1 and 2 were carried out according to the following parameters: R is gas constant; T is temperature in the GG; k is the expansion isentropic index corresponding to the degree of gas expansion; C* is characteristic speed.

Table 1

Parameters of oxidizing generator gas of oxygen-hydrogen fuel

P _{rr} , MPa	Parameter	α _{rr}							
		8	9	10	11	13	14	15	16
10...25	T, K	1,449	1,313	1,199	1,103	945	881	824	773
	R, J/(Kg·K)	287.9	284.8	282.3	280.3	277.2	275.9	274.9	274
	κ _{kp}	1.282	1.29	1.297	1.304	1.317	1.323	1.328	1.334
	C*, m/s	974	920	873	833	764	735	709	684

Table 2

Chemical composition and parameters of reducing generator gas oxygen-hydrogen fuel

P _{rr} , MPa	Parameter	α _{rr}							
		0.07	0.08	0.09	0.1	0.12	0.14	0.16	0.18
0,1...50	mH ₂ O	0.402	0.435	0.467	0.496	0.545	0.593	0.639	0.662
	mH ₂	0.598	0.565	0.533	0.504	0.455	0.407	0.361	0.338
	R, Дж/(Kг·K)	2,665	2,540	2,415	2,313	2,131	1,954	1,868	1,698
0,1	T, K	553	631	709	785	935	1,081	1,220	1,355
	κ _{kp}	1.389	1.382	1.379	1.375	1.36	1.35	1.331	1.321
	κ ₁₀₀	1.407	1.402	1.401	1.399	1.388	1.38	1.363	1.355

P _{гр.} MPa	Parameter	$\alpha_{гр}$							
		0.07	0.08	0.09	0.1	0.12	0.14	0.16	0.18
10	T, K	564	642	720	797	948	1,094	1,234	1,369
	$\kappa_{кр}$	1.393	1.386	1.381	1.377	1.361	1.349	1.331	1.321
	κ_{100}	1.41	1.405	1.402	1.4	1.386	1.376	1.36	1.352
50	T, K	606	686	766	847	999	1,148	1,290	1,427
	$\kappa_{кр}$	1.392	1.385	1.379	1.373	1.358	1.341	1.327	1.314
	κ_{100}	1.408	1.403	1.399	1.395	1.382	1.367	1.355	1.344

Based on the EOR values for the operation of two-component OGG and RGG according to the data in Table. 1, 2 calculations were carried out in the ranges $0,07 \leq \alpha \leq 0,18$ and $8 \leq \alpha \leq 16$.

Comparison of the results of calculations of the thermodynamic parameters of the RGG mixture in the RPA and Astra programs

When analyzing the results of calculating mass fractions obtained in the Astra program, the convergence of the data was confirmed with an average error of no more than 0.54 % (Fig. 1). While the values obtained in RPA (Fig. 2) have an average error of no more than 0.69 %.

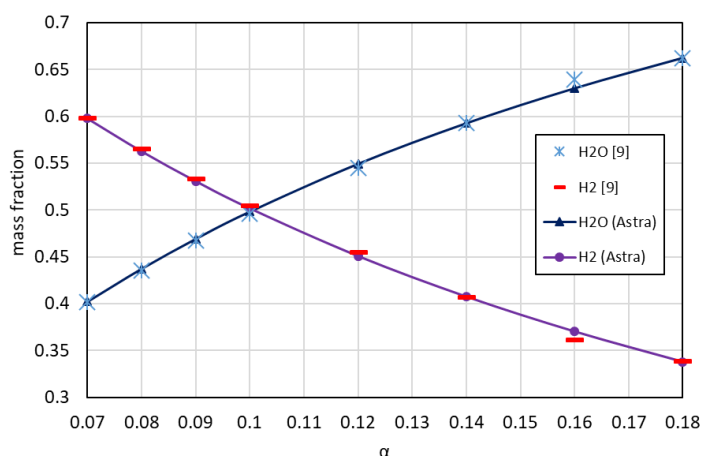


Рис. 1. Химический состав генераторного газа при низких КИО, полученный в программе «Астра»

Fig. 1. Chemical composition of generator gas at low EOR obtained in the Astra program

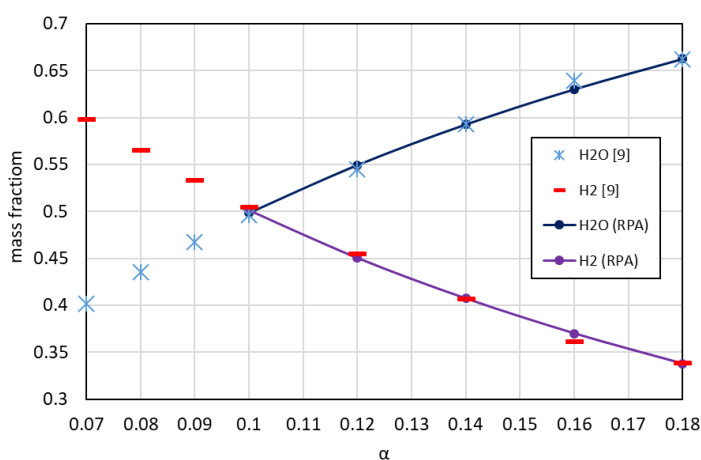


Рис. 2. Химический состав генераторного газа при низких КИО (RPA)

Fig. 2. Chemical composition of generator gas at low EOR (RPA)

Figure 3 shows the dependence of the gas constant R on the oxidizer excess coefficient, which does not correspond to the calculated values by 0.7 and 1.3 % in the Astra and RPA programs, respectively.

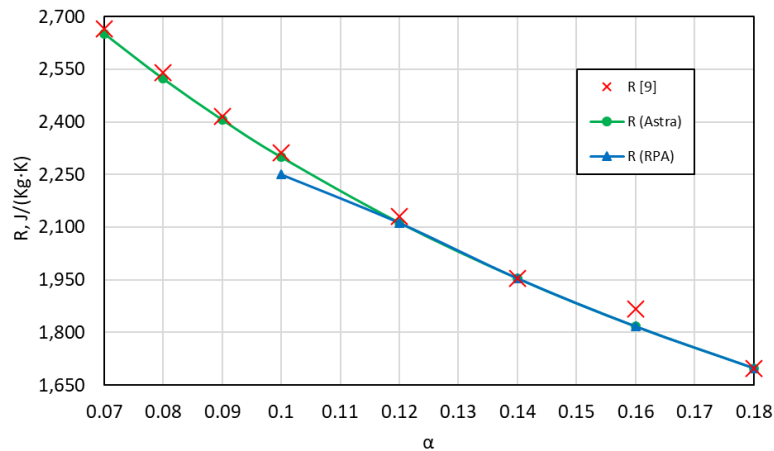


Рис. 3. Значения газовой постоянной при низких КИО

Fig. 3. Values of the gas constant at low EOR

At pressures of 0.1 and 10 MPa (Fig. 4), temperature values were obtained with an average error of no more than 0.5 %. The temperatures obtained at a pressure of 50 MPa differ from the calculated temperatures by 6 % in both programs.

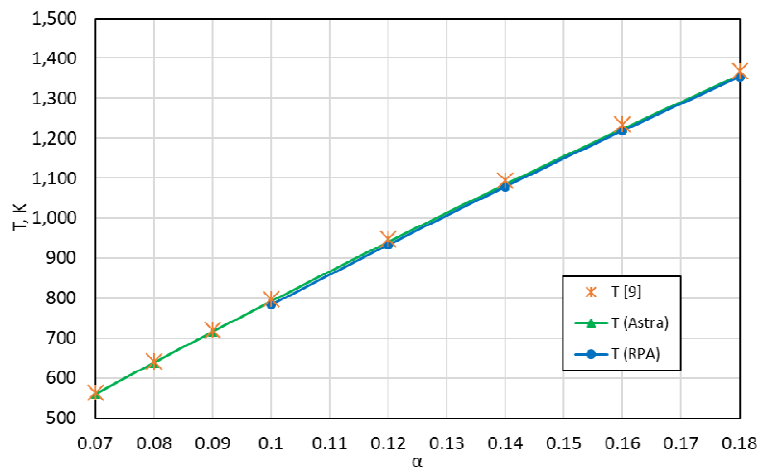


Рис. 4. Температуры генераторного газа при давлении 10 МПа и низких КИО

Fig. 4. Generator gas temperatures at a pressure of 10 MPa and low EOR

Figure 5 shows the values of the expansion isentropic index corresponding to the critical pressure difference ($p_{gg}/p_a = 2$) obtained in the RPA and Astra programs. When analyzing the values, it was revealed that they have close convergence (no more than 0.57 %) with the calculated data.

The values of the expansion isentropic index k_{100} obtained in RPA have a discrepancy of 10 % with the calculated data, and the results obtained using the ASTRA-M program show qualitative convergence (Fig. 6). The average error of thermodynamic calculations is given in table. 3.

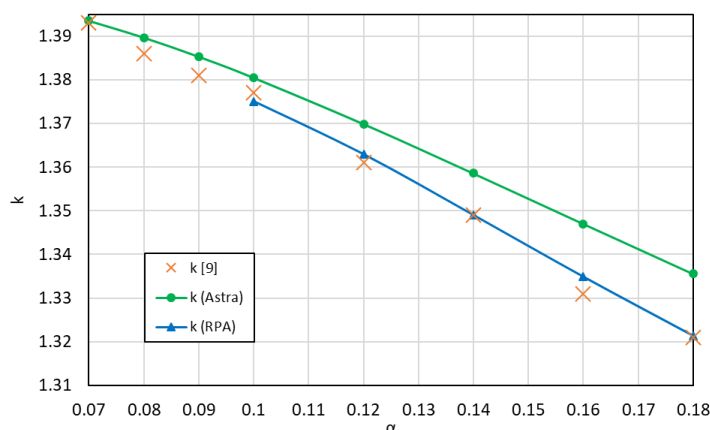


Рис. 5. Показатель изэнтропы расширения при давлении в ГТ 10 МПа и низких КИО

Fig. 5. Isentropy of expansion at a pressure in GG of 10 MPa and low EOR

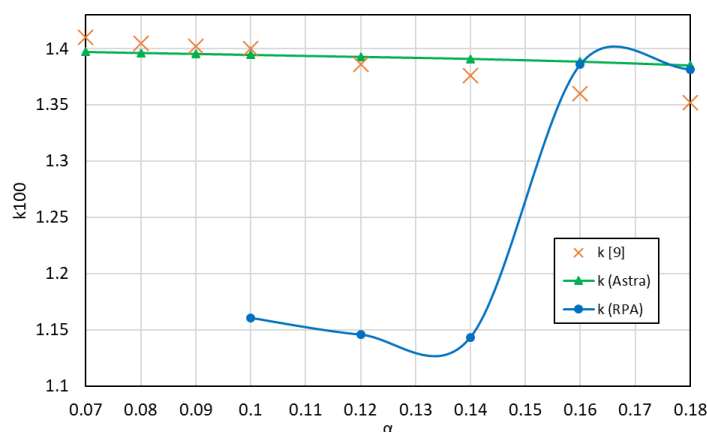


Рис. 6. k100 при давлении в ГТ 10 МПа и низких КИО

Fig. 6. k100 at a pressure in GG of 10 MPa and low EOR

Table 3

Average error relative to the calculated values of the reducing generator gas

Parameter	Error, %	
	Astra	RPA
m_{H_2O}	0.47	0.55
m_{H_2}	0.61	0.82
R	0.7	1.3
T	2.51	2.60
$K_{кр}$	0.69	0.23
k100	1.04	9.54

Comparison of the results of calculations of the thermodynamic parameters of the OGG mixture in the RPA and Astra programs

Figures 7–9 show graphs of the dependences of the gas constant, temperature, and characteristic velocity on the oxidizer excess coefficient. The dependences were obtained for oxidizing generator gas in the gas generator pressure range of 10–25 MPa. The results of thermodynamic calculations carried out in the Astra and RPA programs show sufficient convergence with the calculated values (Table 4). The maximum error of the parameters is no more than 0.21 %.

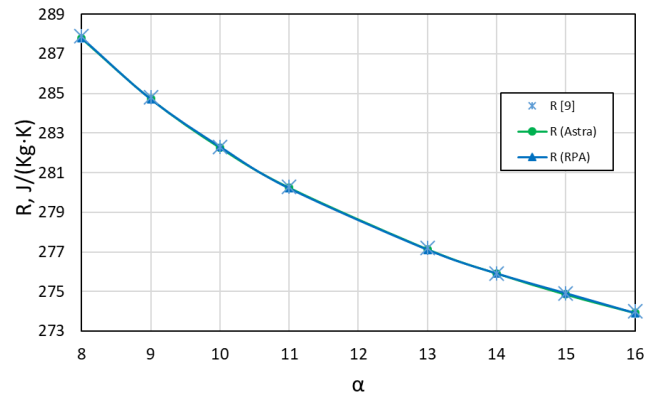


Рис. 7. Значения газовой постоянной при высоких КИО

Fig. 7. Values of the gas constant at high EOR

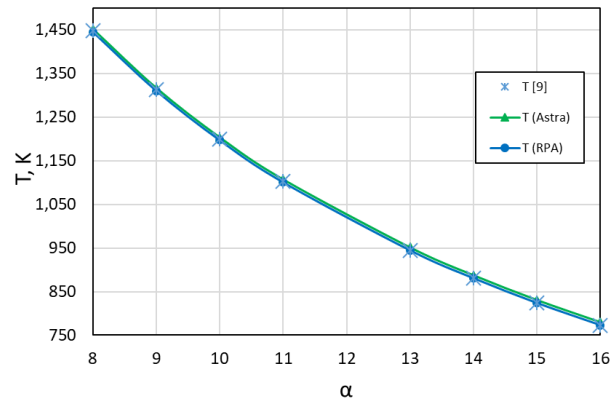


Рис. 8. Температуры генераторного газа при давлениях 10–25 МПа и высоких КИО

Fig. 8. Generator gas temperatures at pressures of 10.25 MPa and high EOR

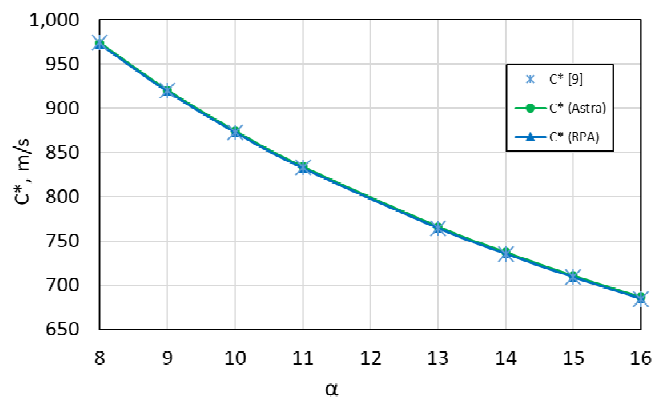


Рис. 9. Зависимость характеристической скорости от КИО

Fig. 9. Dependence of the characteristic velocity on the EOR

Table 4

Average error relative to the calculated values of oxidizing generator gas

Parameter	Error, %	
	Astra	RPA
T	0.59	0.10
R	0.02	0.02
K_{sp}	0.04	0.09
C^*	0.18	0.03

Conclusion

Verification of the parameters of the generator gas mixture on oxygen-hydrogen fuel at low and high EOR made it possible to establish that most of the values obtained in the Astra program have better agreement with the calculated data at low EOR and are 0.15% inferior to the RPA program at high EOR. The disadvantage of the Astra program is the inability to obtain mass fractions and the requirement for additional recalculation from other fractions.

The values of the thermodynamic parameters of the generator gas obtained in the RPA program also have sufficient convergence. The disadvantages of RPA include the inability to carry out calculations with an EOR equal to less than 0.1.

As a result, it was revealed that both programs can be used for engineering calculations and modeling of the thermodynamics of LGG. It was possible to confirm the sufficient convergence of calculations of the thermodynamic parameters of reducing and oxidizing gas generators using oxygen-hydrogen fuel to the values from calculations taking into account the nonequilibrium composition of the generator gas [22].

Библиографические ссылки

1. Chen Jin., Jinyu Xiao., Jinming Hou. Cross-regional electricity and hydrogen deployment research based on coordinated optimization // *Energy Reports*. 2022. Vol. 8. P. 13900–13913.
2. Galeev A. G. Review of engineering solutions applicable in tests of liquid rocket engines and propulsion systems employing hydrogen as a fuel and relevant safety assurance aspects // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2017. Vol. 42, Iss. 32. P. 25037–25047.
3. Ленский А. Б., Черемных О. Я., Лавренченко Г. К. Жидкие кислород и водород: от ракеты Циолковского до ракетно-космического комплекса «Энергия-Буран» // *Технические газы*. 2013. № 5. С. 3–14.
4. Пригожин В. И., Коваль А. И., Савич А. Р. Опыт применения водорода в ОАО КБХА при проведении испытаний жидкостных ракетных двигателей, их агрегатов и энергоустановок // *Альтернативная энергетика и экология*. 2008. № 3 (59). С. 87–94.
5. Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методом оптимизации конструктивных схем // *Вестник МАИ*. 2017. Т. 24, № 3. С. 23–33.
6. Галкина Е. Е., Дайнов М. И., Метечко Л. Б. Экономическая эффективность системы менеджмента безопасности труда и охраны здоровья на предприятиях авиастроения // *Вестник МАИ*. 2017. Т. 24, № 1. С. 218–225.
7. Боровик И. Н. Формирование технического облика жидкостной ракетной двигательной установки многоорбитального межорбитального транспортного аппарата // *Вестник МАИ*. 2011. Т. 18, № 2. С. 98–107.
8. Демонстратор двухступенчатой многоорбитальной транспортной космической системы с использованием жидкостных ракетных двигателей и гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя / Козлов А. А., Аврашков В. Н., Боровик И. Н. и др. // *Вестник МАИ*. 2016. Т. 23, № 2. С. 62–70.

9. Березанская Е. Л., Курпатенков В. Д., Шутов Н. В. Газогенераторы жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 1982. 56 с.
10. Аунг К. М., Коломенцев А. И., Мартиросов Д. С. Математическое моделирование регулятора расхода жидкостного ракетного двигателя во временной и частотной областях // Вестник МАИ. 2021. Т. 28, № 1. С. 96–106. Doi: 10.34759/vst-2021-1-96-106.
11. Чубенко Т. А., Максимов А. Д. Исследование процесса течения рабочего тела в камере жидкостного ракетного двигателя при различных моделях горения топливной пары «кислород-водород» // XLVII Гагаринские чтения 2021 : сб. тез. работ XLVII Междунар. молодёжной науч. конф. (20–23 апреля 2021, г. Москва). М. : Перо, 2021. С. 193–194.
12. Пономарев А. А., Пономарев Н. Б. Исследование потерь удельного импульса тяги из-за неоднородностей состава продуктов сгорания // Вестник МАИ. 2010. Т. 17, № 6. С. 66–71.
13. Бирюков В. И., Кочетков Ю. М., Зенин Е. С. Определение потерь удельного импульса тяги из-за химической неравновесности в энергоустановках летательных аппаратов // Вестник МАИ. 2017. Т. 24, № 2. С. 42–49.
14. Расчёт и конструирование агрегатов ЖРД / Гуртовой А. А., Иванов А. В., Скоморохов Г. И. и др. Воронеж : ВГТУ. 2016. 166 с.
15. Численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей с дожиганием генераторного газа при сверхкритических параметрах / Бачев Н. Л., Матюнин О. О., Козлов А. А. и др. // Вестник МАИ. 2011. Т. 18, № 2. С. 108–116.
16. Гидаспов В. Ю., Москаленко О. А., Пирумов У. Г. Численное моделирование стационарных волн горения и детонации в керосино-воздушной горючей смеси // Вестник МАИ. 2014. Т. 21, № 1. С. 169–177.
17. Развитие концепции многофазового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 121–136. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
18. Daniel Lozano-Martin., Alejandro Moreau., Cesar R. Chamorro Thermophysical properties of hydrogen mixtures relevant for the development of the hydrogen economy: Review of available experimental data and thermodynamic models // Renewable Energy. 2022. Vol. 198. P. 1398–1429.
19. Трусков Б. Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах [Электронный ресурс]. URL: www.lpre.de/resources/software/astra4.txt (дата обращения: 09.10.2023).
20. Жежера С. А., Федченко С. А. Анализ методик термодинамического расчета жидкостных ракетных двигателей // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практ. конф., посвященной Дню космонавтики: (12–16 апреля 2021 г., г. Красноярск) в 3 т. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. ун-т науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 201–203.
21. Моделирование и верификация параметров рабочего процесса в газогенераторах наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок / М. Л. Шелудько, В. П. Назаров, К. О. Зенюк, Л. П. Назарова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 3. С. 520–530. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-520-530.
22. Василевский Д. О. Верификация термодинамических параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при высоком и низком избытке одного из компонентов топлива // Математическое моделирование : тез. II Междунар. конф. (21–22 июля 2021 г.). М. : Перо, 2021. С. 13–14.

References

1. Chen Jin., Jinyu Xiao., Jinming Hou. Cross-regional electricity and hydrogen deployment research based on coordinated optimization. *Energy Reports*, 2022, Vol. 8, P. 13900–13913.
2. Galeev A. G. Review of engineering solutions applicable in tests of liquid rocket engines and propulsion systems employing hydrogen as a fuel and relevant safety assurance aspects. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, Vol. 42, Iss. 32, P. 25037–25047.

3. Lenskij A. B., Cheremnyh O. Ya., Lavrenchenko G. K. [Liquid oxygen and hydrogen: from the Tsiolkovsky rocket to the Energia-Buran rocket and space complex]. *Technical gases*. 2013, No. 5, P. 3–14 (In Russ.).
4. Prigozhin V. I., Koval' A. I., Savich A. R. [The experience of using hydrogen in KBHA OJSC during testing of liquid rocket engines, their aggregates and power plants]. *International Scientific Journal Alternative Energy and Ecology*. 2008, No. 3, P. 87–94 (In Russ.).
5. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomencev A. I. [Improving the energy characteristics of oxygen-hydrogen liquid rocket engines of upper stages by optimizing design schemes]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 3, P. 23–33 (In Russ.).
6. Galkina E. E., Dajnov M. I., Metechko L. B. [Economic efficiency of the occupational safety and health management system at aircraft manufacturing enterprises]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 1, P. 218–225 (In Russ.).
7. Borovik I. N. [Formation of the technical appearance of a liquid rocket propulsion system of a reusable interorbital transport vehicle]. *Vestnik MAI*. 2011, Vol. 18, No. 2, P. 98–107 (In Russ.).
8. Kozlov A. A., Avrashkov V. N., Borovik I. N. et al. [Demonstrator of a two-stage reusable space transport system using liquid rocket engines and a hypersonic ramjet engine]. *Vestnik MAI*. 2016, Vol. 23, No. 2, P. 62–70 (In Russ.).
9. Berezanskaya E. L., Kurpatenkov V. D., SHutov N. V. *Gazogeneratory zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Gas generators of liquid rocket engines]. Moscow, MAI Publ., 1982, 56 p.
10. Aung K. M., Kolomencev A. I., Martirosov D. S. [Mathematical modeling of a liquid rocket engine flow regulator in the time and frequency domains]. *Vestnik MAI*. 2021, Vol. 28, No. 1, P. 96–106 (In Russ.). Doi: 10.34759/vst-2021-1-96-106.
11. Chubenko T. A., Maksimov A. D. [Investigation of the working fluid flow process in the chamber of a liquid rocket engine under various models of combustion of the oxygen-hydrogen fuel pair]. *Sbornik tezisov rabot XLVII Mezhdunarodnoj molodyozhnoj nauchnoj konferencii "Gagarinskie chteniya"* [Collection of abstracts of the XLVII International Youth Scientific Conference "Gagarin Readings"]. Moscow, 2021, P. 193–194 (In Russ.).
12. Ponomarev A. A., Ponomarev N. B. [Investigation of specific thrust impulse losses due to inhomogeneities in the composition of combustion products]. *Vestnik MAI*. 2010, Vol. 17, No. 6, P. 66–71 (In Russ.).
13. Biryukov V. I., Kochetkov Yu. M., Zenin E. S. [Determination of specific thrust impulse losses due to chemical disequilibrium in aircraft power plants]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 2, P. 42–49 (In Russ.).
14. Gurtovoj A. A., Ivanov A. V., Skomorohov G. I. et al. *Raschyot i konstruirovaniye agregatov ZHRD* [Calculation and design of LPRE units]. Voronezh, VGTU Publ., 2016, 166 p.
15. Bachev N. L., Matyunin O. O., Kozlov A. A. et al. [Numerical simulation of the working process in the combustion chamber of liquid rocket engines with afterburning of generator gas at supercritical parameters]. *Vestnik MAI*. 2011, Vol. 18, No. 2, P. 108–116 (In Russ.).
16. Gidasov V. Yu., Moskalenko O. A., Pirumov U. G. [Numerical simulation of stationary combustion and detonation waves in kerosene-air combustible mixture]. *Vestnik MAI*. 2014, Vol. 21, No. 1, P. 169–177 (In Russ.).
17. Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. [Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 121–136 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
18. Daniel Lozano-Martin., Alejandro Moreau., Cesar R. Chamorro Thermophysical properties of hydrogen mixtures relevant for the development of the hydrogen economy: Review of available experimental data and thermodynamic models. *Renewable Energy*. 2022, Vol. 198, P. 1398–1429.
19. Trusov B. G. Modeling of chemical and phase equilibria at high temperatures. Available at: www.lpre.de/resources/software/astra4.txt (accessed: 09.10.2023).

20. Zhezhera S. A. Fedchenko S.A. [Analysis method of thermodynamic calculation of liquid rocket engines]. *Materialy VII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferencii, posvyashchennoy Dnyu kosmonavtiki "Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials of the VII International Scientific and Practical Conference dedicated to the Cosmonautics Day "Actual problems of aviation and Cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2021, P. 201–203 (In Russ.).

21. Sheludko M. L., Nazarov V. P., Zenyuk K. O., Nazarova L. P. [Modeling and verification of working process parameters in gas generators for pressurizing fuel tanks of liquid propellant rocket propulsion systems]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 3, P. 520–530 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-520-530.

22. Vasilevskij D. O. [Verification of thermodynamic parameters of a mixture of generator gas on oxygen – hydrogen fuel with a high and low excess of one of the fuel components]. *Tezisy II Mezhdunarodnoy konferencii "Matematicheskoe modelirovanie"* [Abstracts of the II International Conference "Mathematical Modeling"]. Moscow, 2021, P. 13–14 (In Russ.).

© Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Maslov D. V., Kuleshov A. A., Romashko R. V., 2024

Беляков Владислав Альбертович – кандидат технических наук, ассистент кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); ведущий инженер, Опытное конструкторское бюро «Кристалл». E-mail: titflavii@rambler.ru.

Василевский Дмитрий Олегович – кандидат технических наук, доцент кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова; ведущий конструктор, АО «Невский завод». E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.

Маслов Даниил Вячеславович – техник; АО ГИЦ «Центр Келдыша». E-mail: davmaslov@mai.education.

Килиашов Артемий Александрович – аспирант; Университет информационных технологий, механики и оптики. E-mail: artemy.kiliashov@gmail.com.

Ромашко Роман Витальевич – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); инженер-проектировщик третьей категории, Опытное конструкторское бюро «Кристалл». E-mail: roma.romashko2015@yandex.ru.

Belyakov Vladislav Albertovich – Cand. Sc., assistant of the Department 202 Rocket Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University); leading engineer, Experimental Design Bureau "Crystal". E-mail: titflavii@rambler.ru.

Vasilevsky Dmitry Olegovich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of A8 Engines and power plants of aircraft; Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinov; leading designer, Nevsky Plant. E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.

Maslov Daniil Vyacheslavovich – technician; State Scientific Center "Keldysh Center". E-mail: davmaslov@mai.education.

Kilyashov Artemy Alexandrovich – Postgraduate student; University of Information Technologies, Mechanics and Optics. E-mail: artemy.kiliashov@gmail.com

Romashko Roman Vitalievich – postgraduate student; engineer of Department 202 Rocket Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University); design engineer of the third category, Experimental Design Bureau "Crystal". E-mail: roma.romashko2015@yandex.ru.
