

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<sup>1,2</sup>, Д. О. Василевский<sup>3,4\*</sup>, Д. В. Маслов<sup>5</sup>,  
А. А. Киляшов<sup>6</sup>, Р. В. Ромашко<sup>1,2</sup>

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

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

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

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

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

<sup>6</sup>Университет 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<sup>1,2</sup>, D. O. Vasilevsky<sup>3,4\*</sup>, D. V. Maslov<sup>5</sup>,  
A. A. Kuleshov<sup>6</sup>, R. V. Romashko<sup>1,2</sup>

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

<sup>2</sup>Experimental Design Bureau “Crystal”  
15, Enthusiasts Av., Moscow, 111024, Russian Federation

<sup>3</sup>Nevsky Plant  
51, Obukhov Defense Av., Saint Petersburg, 190005, Russian Federation

<sup>4</sup>Baltic State Technical University “Voenmeh” named after D. F. Ustinov  
1, 1st Krasnoarmeyskaya St., Saint Petersburg, 192029, Russian Federation

<sup>5</sup>State Scientific Center “Keldysh Center”

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

<sup>6</sup>University 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.*

## **Введение**

В ближайшие десятилетия задачей многих стран является достижение углеродной нейтральности. Несмотря на низкий процент загрязнения атмосферы от запусков ракет-носителей по сравнению с выбросами загрязняющих веществ промышленными предприятиями, на ракетостроительную отрасль накладываются некоторые ограничения, вынуждающие её становиться экологичнее.

Одним из главных инструментов по достижению углеродной нейтральности является альтернативная энергетика, перспективным топливом которой является водород благодаря своей химической кинетике [1]. Так, еще в прошлом веке водород в паре с кислородом был успешно использован в качестве топлива ЖРД [2; 3]. Разработанные в Советском Союзе ЖРД [4], работающие на топливной паре кислород – водород, не могут конкурировать с современными двигателями по показателям эффективности [5].

Следуя трендам экологичности [6] и учитывая высокую энергетику водорода, встает вопрос о проектировании новых [7] или модификации имеющихся ЖРД, работающих на данном топливе [8]. При этом большинство современных ЖРДУ имеют в своем составе ЖГГ, в котором на основе экзотермических процессов разложения или горения соответствующих веществ происходит выработка генераторного газа со сравнительно низкой температурой порядка 500–1300 К [9]. Наличие в схеме двигателя газогенератора позволяет осуществлять дросселирование путем регулирования соотношения компонентов топлива в ГГ [10], таким образом происходит изменение термодинамических параметров газа, который приводит в действие турбину ТНА.

Особенностью рабочего процесса ЖГГ является протекание рабочего процесса с малым подводом тепловой энергии к топливу. За счёт этого химические реакции протекают более медленно, чем в камере ЖРД [11]. Вследствие этого возможны появления высокотемпературных жгутов [12], которые характеризуются увеличенными температурами с неупорядоченным составом компонентов топлива [13], наличие которых оказывает негативное воздействие на лопатки турбины [14]. Соответственно состав продуктов сгорания получается неравновесным. При этом современные программы анализа термодинамических параметров продуктов сгорания (такие как RPA и Астра) позволяют проводить расчеты только при равновесном составе. Исходя из этого, встает вопрос о получении достоверных значений параметров генераторного газа, ответить на который возможно путем создания математических моделей [15], учитывающих неравновесность состава [16].

Применение топливной пары кислород-водород должно позволить избежать процедуры создания математических моделей благодаря меньшему количеству химических реакций, протекающих в процессе горения. В связи с этим необходимо произвести верификацию расчетных значений термодинамических параметров генераторного газа и данных, полученных в программах определения характеристик равновесия.

Применение кислорода и водорода в качестве компонентов топлива ЖРД позволяет добиться высоких значений удельного импульса тяги (УИТ). При этом появляется возможность использовать данные двигатели в составе многоразовых ракетно-космических систем [17].

Преимуществом восстановительных (ВГГ) и окислительных (ОГГ) ЖГГ на кислород-водородных компонентах топлива является химическая кинетика самого топлива, позволяющая приводить турбины и достигать высоких значений адиабатной работы при достаточно низком или высоком коэффициенте избытка окислителя (КИО). Вместе с этим ПС дают высокую работоспособность газа, а также достаточную сходимостью экспериментальных данных с термодинамическим расчётом [18].

### Расчёт термодинамических параметров смеси ЖГГ на кислород-водородном топливе

Расчёт термодинамических параметров генераторного газа проводился в программах Rocket Propulsion Analysis (RPA) и «Астра». Данные программы позволяют получать свойства продуктов сгорания при равновесном составе газа.

Программа «Астра» создана в Московском государственном техническом университете им. Н. Э. Баумана и предназначена для определения характеристик равновесия, фазового и химического состава произвольных систем, в том числе для термодинамического расчета ЖРД [19].

RPA является многоплатформенным инструментом анализа, предназначенным для использования в концептуальном и предварительном проектировании химических ракетных двигателей [20]. RPA использует расширяемую библиотеку химических веществ, основанную на термодинамической базе данных НАСА и термодинамической базе данных Л. В. Гурвича, которая включает данные по многочисленным видам горючих и окислителей.

В табл. 1 [9] представлены термодинамические параметры окислительного генераторного газа [21], соответствующие равновесному составу и не учитывающие реального рабочего процесса.

В табл. 2 приведены рассчитанные значения восстановительного генераторного газа.

Сравнение рассчитанных параметров генераторного газа в программах «Астра» и RPA со значениями из табл. 1 и 2 проводилось по следующим параметрам:  $R$  – газовая постоянная;  $T$  – температура в ГГ;  $k$  – показатель изоэнтропы расширения, соответствующий степени расширения газа;  $C^*$  – характеристическая скорость.

Таблица 1

Параметры окислительного генераторного газа кислород-водородного топлива

Р <sub>гг</sub> , МПа	Параметр	α <sub>гг</sub>							
		8	9	10	11	13	14	15	16
10...25	T, К	1449	1313	1199	1103	945	881	824	773
	R, Дж/(Кг·К)	287,9	284,8	282,3	280,3	277,2	275,9	274,9	274
	κ <sub>кр</sub>	1,282	1,29	1,297	1,304	1,317	1,323	1,328	1,334
	C*, м/с	974	920	873	833	764	735	709	684

Таблица 2

Химический состав и параметры восстановительного генераторного газа кислород-водородного топлива

Р <sub>гг</sub> , МПа	Параметр	α <sub>гг</sub>							
		0,07	0,08	0,09	0,1	0,12	0,14	0,16	0,18
0,1...50	mH <sub>2</sub> O	0,402	0,435	0,467	0,496	0,545	0,593	0,639	0,662
	mH <sub>2</sub>	0,598	0,565	0,533	0,504	0,455	0,407	0,361	0,338
	R, Дж/(Кг·К)	2665	2540	2415	2313	2131	1954	1868	1698
0,1	T, К	553	631	709	785	935	1081	1220	1355
	κ <sub>кр</sub>	1,389	1,382	1,379	1,375	1,36	1,35	1,331	1,321
	κ <sub>100</sub>	1,407	1,402	1,401	1,399	1,388	1,38	1,363	1,355

Р <sub>гг</sub> , МПа	Параметр	$\alpha_{гг}$							
		0,07	0,08	0,09	0,1	0,12	0,14	0,16	0,18
10	T, К	564	642	720	797	948	1094	1234	1369
	$\kappa_{кр}$	1,393	1,386	1,381	1,377	1,361	1,349	1,331	1,321
	$\kappa_{100}$	1,41	1,405	1,402	1,4	1,386	1,376	1,36	1,352
50	T, К	606	686	766	847	999	1148	1290	1427
	$\kappa_{кр}$	1,392	1,385	1,379	1,373	1,358	1,341	1,327	1,314
	$\kappa_{100}$	1,408	1,403	1,399	1,395	1,382	1,367	1,355	1,344

Опираясь на значения КИО для работы двухкомпонентных ОГГ и ВГГ по данным табл. 1, 2 расчёты проводились в диапазонах  $0,07 \leq \alpha \leq 0,18$  и  $8 \leq \alpha \leq 16$ .

### Сравнение результатов расчётов термодинамических параметров смеси ВГГ в программах RPA и «Астра»

При анализе результатов расчета массовых долей, полученных в программе «Астра», была подтверждена сходимость данных со средней погрешностью не более 0,54 % (рис. 1). В то время как значения, полученные в RPA (рис. 2), имеют среднюю погрешность не более 0,69 %.

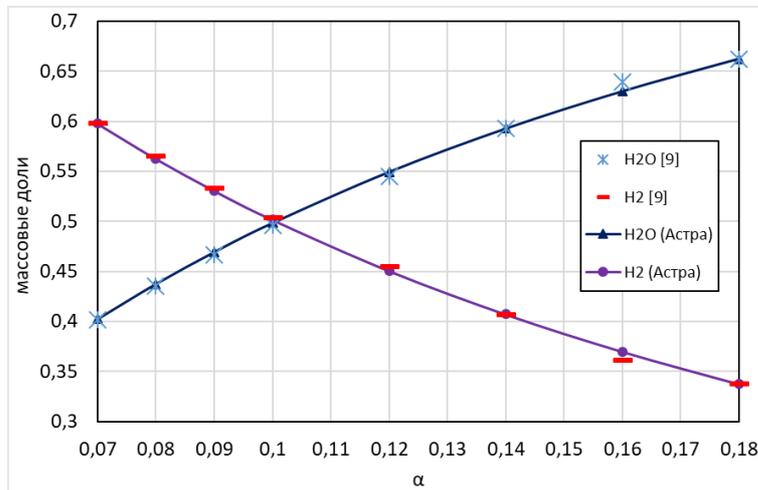


Рис. 1. Химический состав генераторного газа при низких КИО, полученный в программе «Астра»

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

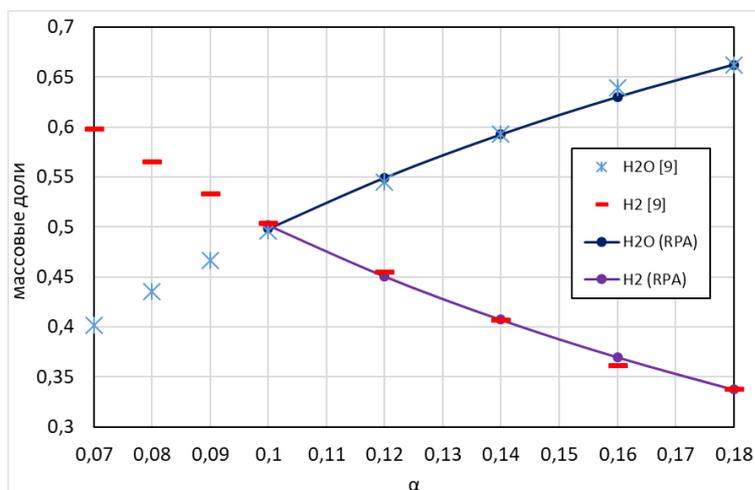


Рис. 2. Химический состав генераторного газа при низких КИО (RPA)

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

На рис. 3 представлена зависимость газовой постоянной  $R$  от коэффициента избытка окислителя, которая не соответствует расчетным значениям на 0,7 и 1,3 % в программах «Астра» и RPA соответственно.

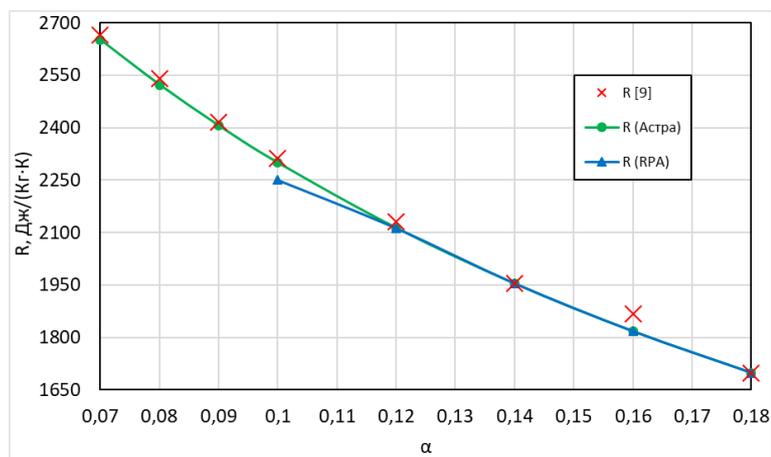


Рис. 3. Значения газовой постоянной при низких КИО

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

При давлениях 0,1 и 10 МПа (рис. 4) значения температур были получены со средней погрешностью не более 0,5 %. Температуры, полученные при давлении 50 МПа, отличаются от расчетных температур на 6 % в обеих программах.

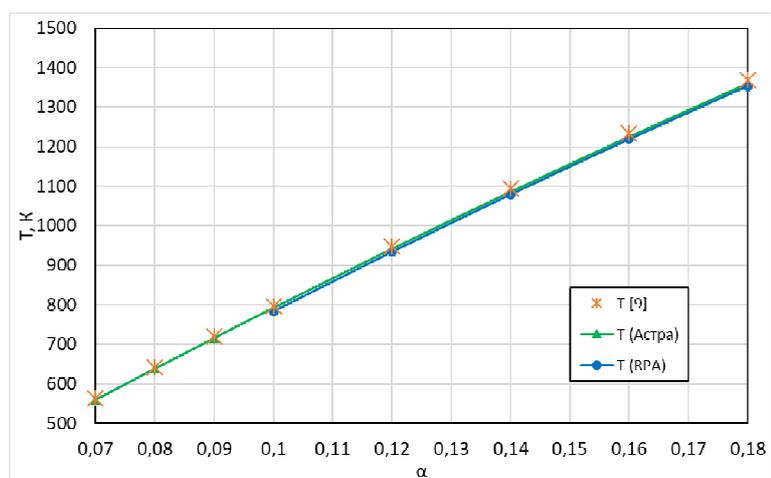


Рис. 4. Температуры генераторного газа при давлении 10 МПа и низких КИО

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

На рис. 5 представлены полученные в программе RPA и Astra значения показателя изоэнтропы расширения, соответствующего критическому перепаду давлений ( $\gamma_{г/ра} = 2$ ). При анализе величин было выявлено, что они имеют близкую сходимость (не более 0,57 %) с расчетными данными.

Значения показателя изоэнтропы расширения  $k_{100}$ , полученные в RPA, имеют несоответствие расчетным данным 10 %, а результаты, полученные по программе ASTRA – M, показывают качественную сходимость (рис. 6). Средняя погрешность термодинамических расчётов приведена в табл. 3.

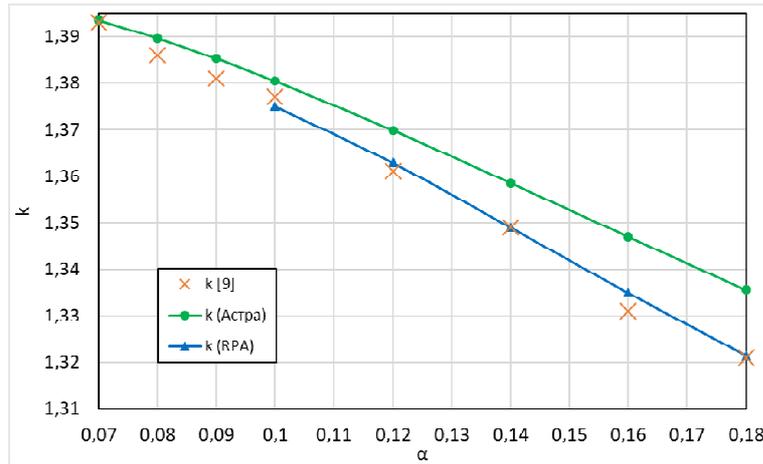


Рис. 5. Показатель изэнтропы расширения при давлении в ГТ 10 МПа и низких КИО

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

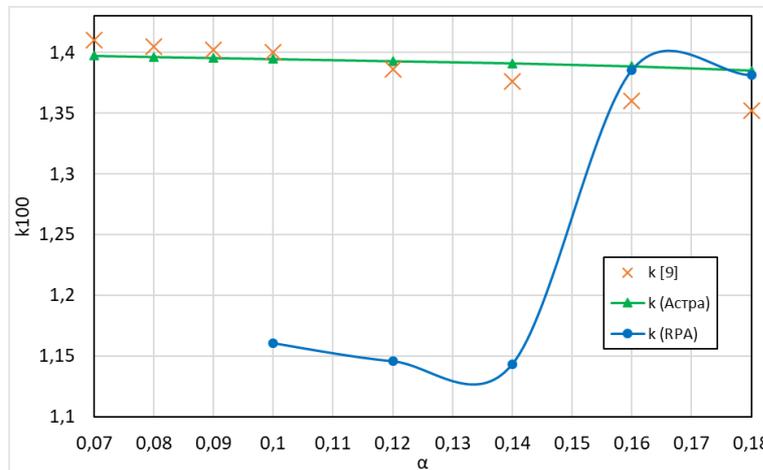


Рис. 6. k100 при давлении в ГТ 10 МПа и низких КИО

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

Таблица 3

Средняя погрешность относительно рассчитанных значений восстановительного генераторного газа

Параметр	Погрешность, %	
	Астра	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

### Сравнение результатов расчётов термодинамических параметров смеси ОГГ в программах RPA и «Астра»

На рис. 7–9 приведены графики зависимостей газовой постоянной, температуры, характеристической скорости от коэффициента избытка окислителя. Зависимости получены для окислительного генераторного газа в диапазоне давлении в газогенераторе 10–25 МПа. Результаты термодинамического расчёта, проведённого в программах «Астра» и RPA, показывают доста-

точную сходимость с расчетными значениями (табл. 4). Максимальная погрешность параметров составляет не более 0,21 %.

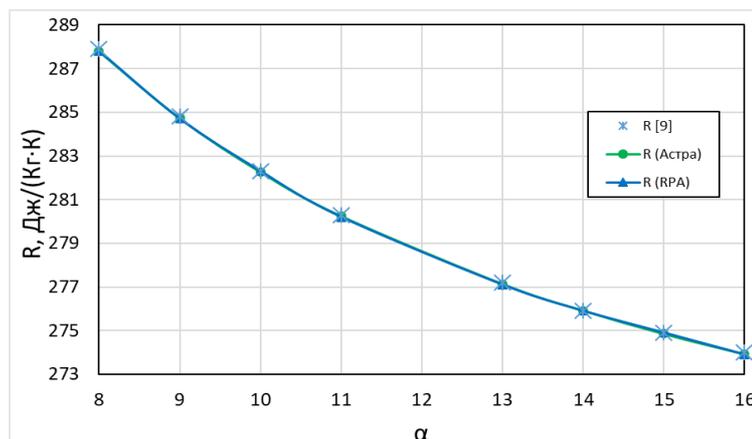


Рис. 7. Значения газовой постоянной при высоких КИО

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

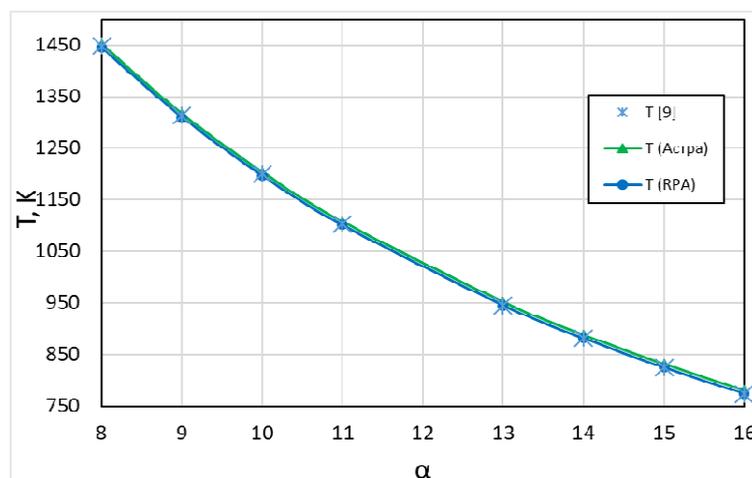


Рис. 8. Температуры генераторного газа при давлениях 10–25 МПа и высоких КИО

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

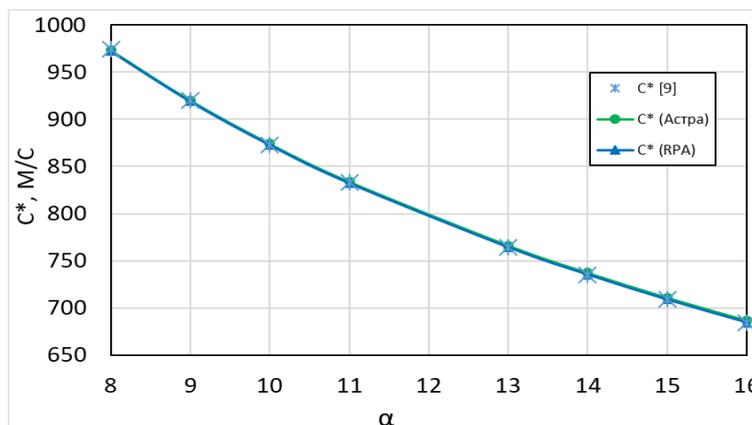


Рис. 9. Зависимость характеристической скорости от КИО

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

Таблица 4

## Средняя погрешность относительно рассчитанных значений окислительного генераторного газа

Параметр	Погрешность, %	
	Астра	RPA
T	0,59	0,10
R	0,02	0,02
$K_{кр}$	0,04	0,09
$C^*$	0,18	0,03

**Заключение**

Верификация параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при низких и высоких КИО позволила установить, что большинство значений, полученных в программе «Астра», обладают лучшей сходимостью с расчетными данными при низких КИО и на 0,15 % уступает программе RPA при высоких КИО. Недостатком программы «Астра» является невозможность получить массовые доли и требование дополнительного пересчета из других долей.

Значения термодинамических параметров генераторного газа, полученных в программе RPA, также имеют достаточную сходимость. К недостаткам RPA можно отнести невозможность провести расчёт при КИО равном меньше 0,1.

В результате выявлено, что обе программы могут быть использованы для инженерных расчетов и моделирования термодинамики ЖТГ. Удалось подтвердить достаточную сходимость расчетов термодинамических параметров восстановительных и окислительных газогенераторов на кислород-водородном топливе значениям из расчетов, учитывающих неравновесность состава генераторного газа [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. Трусов Б. Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах [Электронный ресурс]. URL: [www.lpre.de/resources/software/astra4.txt](http://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](http://www.lpre.de/resources/software/astra4.txt) (accessed 9.10.2023).

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 aviacii 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.).

© Беляков В. А., Василевский Д. О., Маслов Д. В., Киляшов А. А., Ромашко Р. В., 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 ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: davmaslov@mai.education.

**Киляшов 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.

---