

УДК 621.453.457-6

doi 10.26089/NumMet.v16r219

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

В. Л. Салич¹

Применение численного моделирования смесеобразования и горения в процессе проектирования камеры кислородно-водородного ракетного двигателя малой тяги позволило в короткие сроки получить конструкцию, обеспечивающую высокие энергетические характеристики, что впоследствии было подтверждено экспериментально. В настоящей статье представлены результаты расчетов, полученные при использовании различных моделей турбулентности (моделей на основе гипотезы турбулентной вязкости и рейнольдсовых напряжений) и моделей химического взаимодействия (моделей тонкого фронта пламени и диссипации вихря), а также результаты, полученные на различных типах и размерностях расчетной сетки. В результате исследований установлено, что тип сетки не оказывает существенного влияния на результаты моделирования; предпочтения отданы модели рейнольдсовых напряжений и модели диссипации вихря. Приводятся сопоставления характеристик камеры на различных режимах работы, полученных экспериментально и по результатам моделирования.

Ключевые слова: ракетный двигатель, камера сгорания, моделирование, турбулентность, горение, расчетная сетка.

Введение. Современные тенденции использования в ракетно-космической технике экологически безопасных и высокоэнергетических компонентов топлива неизбежно приведут к востребованности ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на кислородно-водородном топливе. Необходимость обеспечения высоких динамических характеристик РДМТ требует подачи на вход в двигатели криогенных компонентов топлива в газифицированном виде.

Облик современного РДМТ включает в себя камеру, управляющие топливные клапаны и стабилизаторы расхода. В зависимости от назначения и требования заказчика двигатель также может включать в себя ряд других элементов [1, 2].

Если учесть возможность применения в РДМТ на газообразных компонентах топлива управляющих клапанов 6РТ200 разработки НИИ машиностроения [2] и имеющийся опыт в разработке и производстве стабилизаторов расхода, то основной и наиболее сложной задачей является создание камеры, обеспечивающей высокие энергетические характеристики при допустимом тепловом состоянии элементов конструкции. Данная задача осложняется тем, что в РДМТ нежелательно применение традиционного для двигателей больших и средних тяг регенеративного охлаждения, поскольку это ухудшает динамические характеристики. Поэтому для успешного решения задачи создания высокоэффективной камеры РДМТ необходим выбор системы подачи, формирующей взаимное течение, перемешивание и взаимодействие компонентов топлива в объеме камеры с достижением высокой полноты сгорания топлива при допустимом тепловом состоянии элементов конструкции, что значительно осложняется характерными для камер РДМТ ограниченным числе смесительных элементов и малыми размерами конструкции.

В настоящее время опубликованы многочисленные работы, в которых для изучения процессов, происходящих в камерах РДМТ, успешно применяется математическое моделирование, например [3–7].

С целью создания опережающего научно-технического задела, автором настоящей статьи с использованием численного моделирования внутрикамерных процессов в пакете ANSYS CFX [8] предложена высокоэффективная конструкция камеры РДМТ, прошедшая затем огневые испытания, подтвердившие высокие энергетические характеристики. В работах [5, 6] представлена математическая модель, описывающая течение многокомпонентного гомогенного рабочего тела в камере с учетом смесеобразования и химических реакций и результаты моделирования рабочего процесса в камерах различных конструкций. В процессе численных экспериментов автором была получена конструкция КВ-16, обеспечивающая высокую полноту сгорания в ядре потока с реализацией вблизи элементов конструкции областей с пониженной

¹ Южно-Уральский государственный университет, аэрокосмический факультет, просп. Ленина, 76, 454080, г. Челябинск; докторант, e-mail: salich_vas@mail.ru

температурой. Расчеты проводились на суперкомпьютере “Торнадо” Южно-Уральского государственного университета (г. Челябинск) в квазистационарной постановке с распараллеливанием на 31 ядро. За критерий установления было принято равенство суммарного расхода компонентов топлива на входе и выходе из камеры. При размерности расчетной сетки ~ 3 миллиона ячеек расчет одного варианта камеры длился ~ 1.5 часа. Результаты моделирования различных вариантов конструкции рассмотрены в работе [5]. В настоящей статье представлены полученные в ходе исследований рекомендации, касающиеся моделирования процессов в камерах кислородно-водородных РДМТ: выбор модели турбулентности, модели горения, типа и размерности расчетной сетки, определение параметров камеры РДМТ по результатам численного моделирования. Приводятся сопоставления характеристик камеры для различных режимов, полученных экспериментально и по результатам численного моделирования.

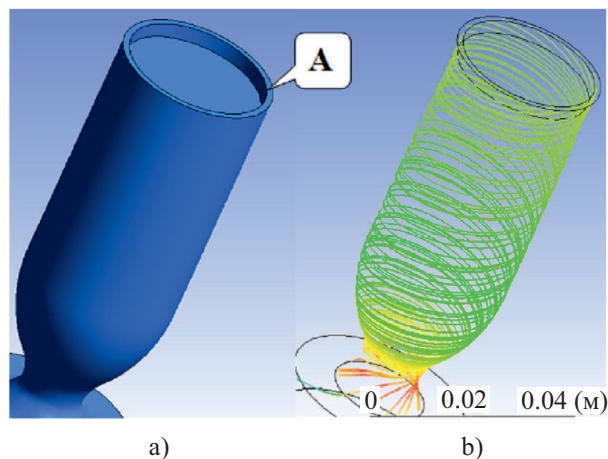


Рис. 1. Расчетная область (a) и линии тока (b)

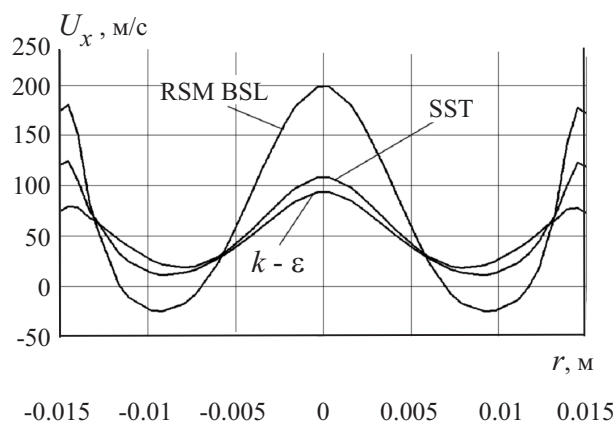


Рис. 2. Распределение осевой составляющей скорости вдоль диаметральной линии

1. Моделирование турбулентности. В настоящее время в инженерной практике часто применяются и рекомендуются подходы для решения задач с учетом горения модели на основе гипотезы турбулентной вязкости [8]. Недостатком таких моделей является то, что предположение об изотропности турбулентных параметров не всегда может быть применено для закрученных течений [9], используемых в камерах РДМТ для интенсификации процессов. С целью исследования влияния моделей турбулентности на результаты моделирования была создана расчетная область (рис. 1), представляющая собой камеру РДМТ, на вход в которую через кольцевую область А подавался расход водорода 0.005 кг/с. Отношение тангенциальной составляющей скорости к осевой (число Френкеля) задавалось равным 4. Как видно из результатов расчета (рис. 2), только модель рейнольдсовых напряжений RSM BSL (Reynolds Stress Model BaseLine) показывает наличие обратных токов (наличие областей, где осевая составляющая скорости меняет знак). Модели $k - \varepsilon$ и SST (Shear Stress Transport), основанные на гипотезе турбулентной вязкости, не выявляют обратных токов, тогда как согласно [10], они должны иметь место при числе Френкеля более 1.92.

В этой связи для расчетов была принята модель турбулентности RSM BSL. Следует отметить, что расчетно-теоретические исследования горелочного модуля, выполненные авторами работы [11] с использованием различных моделей турбулентности, выявили наилучшую сходимость с использованием экспериментальных данных при применении именно модели RSM BSL.

2. Моделирование химических реакций. Кинетический механизм окисления водорода к настоящему времени достаточно хорошо изучен. Кроме того, из максимально полной схемы горения найдены упрощенные механизмы, описывающие известные экспериментальные данные (см., например, работу [12]). Однако моделирование с использованием нескольких реакций к настоящему времени представляет собой достаточно сложную задачу. Для моделирования диффузионного горения (характерного для камеры сгорания РДМТ), когда время смешения компонентов топлива значительно превышает время протекания химических реакций, разработаны модели, позволяющие избегать значительных вычислительных трудностей. В настоящей статье использовались два подхода: модель диссипации вихря и модель тонкого фронта пламени [8].

При использовании модели диссипации вихря для существенного упрощения расчета принято допущение о том, что рабочее тело является смесью трех “веществ”: “окислитель”, “горючее” и “продукты сгорания при стехиометрическом соотношении”. Горение моделируется одностадийной необратимой

брутто-реакцией:

$$1 \text{ кг "горючее"} + k_0 \text{ кг "окислитель"} = (1 + k_0) \text{ кг "продукты сгорания при стехиометрическом соотношении"},$$

где k_0 — массовое стехиометрическое соотношение компонентов топлива.

Для учета реакций диссоциации и рекомбинации принята модель локального термодинамического равновесия рабочего тела, которая позволяет представлять состав как функцию состояния. В этом случае не имеет значения последовательность химических реакций при переходе к равновесию. Особенностью предложенной модели является то, что влияние на процессы реакций диссоциации и рекомбинации учтено через замыкающие зависимости от температуры и давления молекулярных масс и “химически равновесных” теплоемкостей веществ, составляющих газовую среду. Для этого с помощью программы [13] предварительно осуществляется серия термодинамических расчетов равновесного состава веществ “горючее”, “окислитель” и “продукты сгорания” при различных давлениях и температурах.

При использовании модели тонкого фронта пламени подключалась флеймлет-библиотека ANSYS CFX [8].

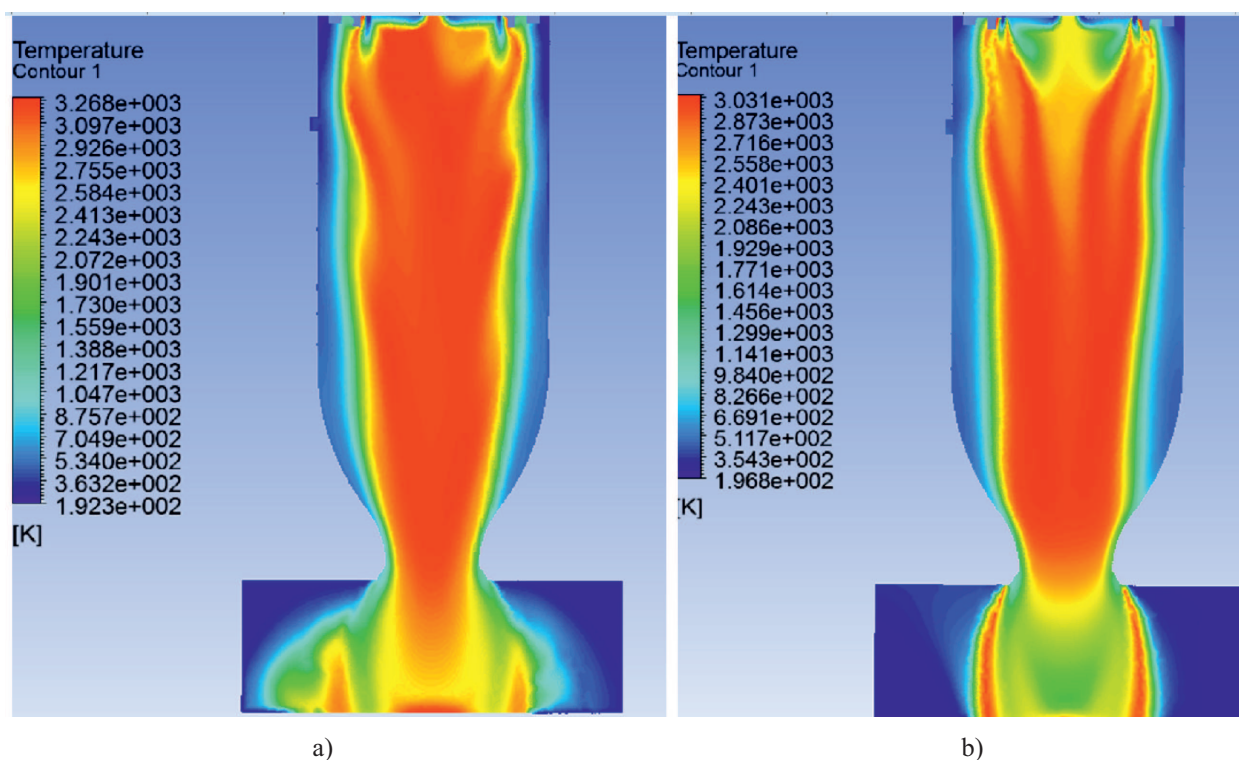


Рис. 3. Поле температур в камере KB-16, полученное при использовании модели диссипации вихря (a) и модели тонкого фронта пламени (b)

Как видно из результатов расчета (рис. 3), максимальная температура при использовании модели тонкого фронта пламени составляет ~ 3000 K, тогда как использование модели диссипации вихря с брутто-реакцией дает максимальную температуру ~ 3300 K, что соответствует результатам термодинамического расчета. Следовательно, эти флеймлет-библиотеки нуждаются в уточнении, и использование модели диссипации вихря является более надежным.

3. Тип и размерность расчетной сетки. В процессе численных экспериментов использовалась тетраэдрическая расчетная сетка (рис. 4). При числе расчетных ячеек более 3 миллионов решение можно считать сеточно независимым. В качестве примера на рис. 5 приведены поля температур камеры KB-16, полученные на тетраэдрических сетках различной размерности.

Видно, что более мелкая сетка позволяет подробнее разрешить некоторые особенности течения. Несмотря на это картины течения качественно схожи; распределения параметров в характерных сечениях камеры близки.

На рис. 6 представлена шестая часть расчетной области с разбиением на блоки и фрагмент блочной сетки. В этом случае использовались периодические граничные условия.

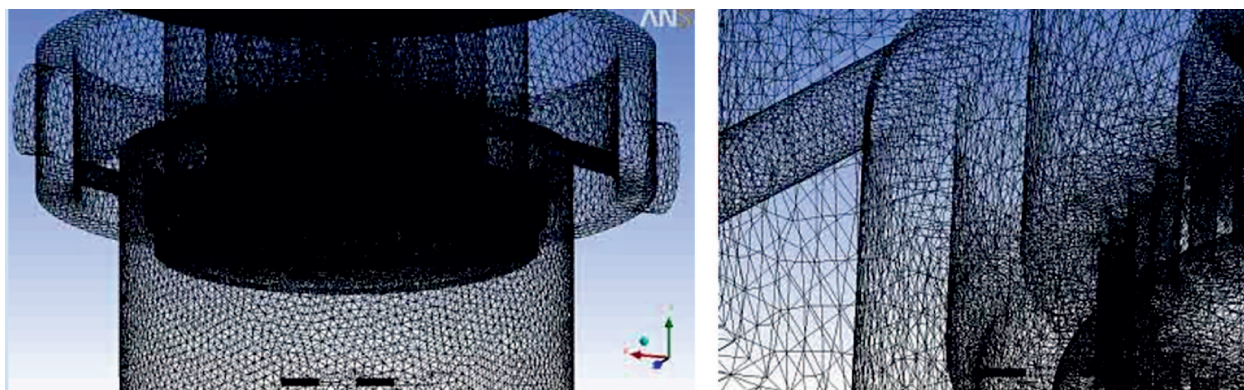


Рис. 4. Фрагменты расчетной сетки

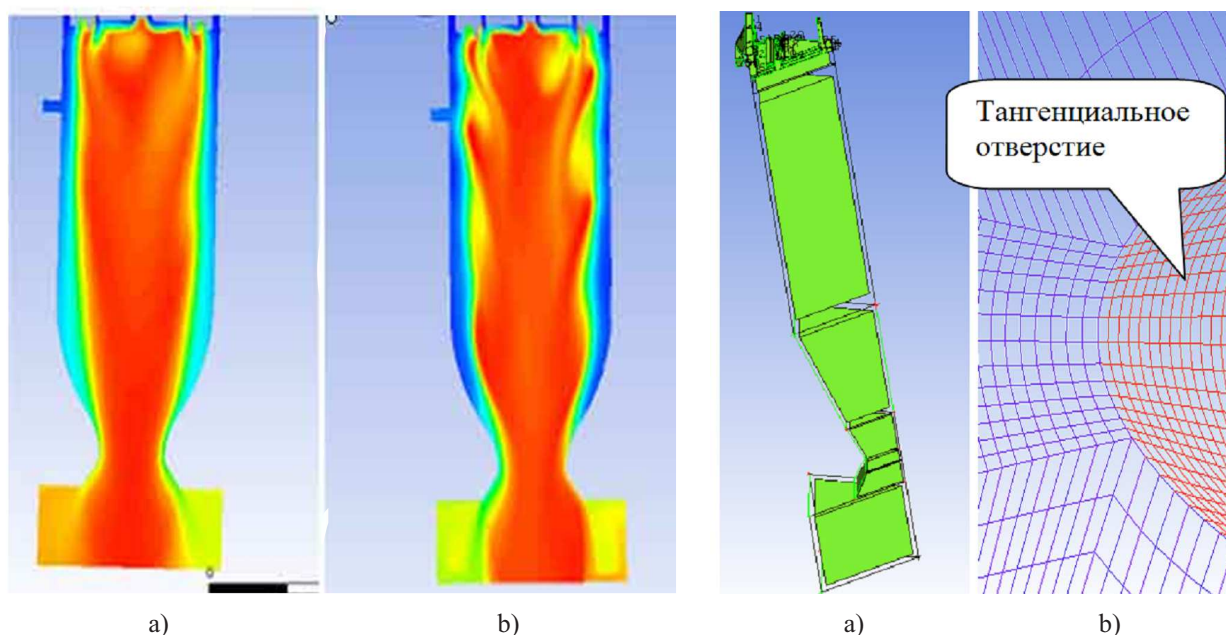


Рис. 5. Поля температур в камере КВ-16, полученные на тетраэдрических сетках различной размерности:
а) ~ 3 млн ячеек, б) ~ 7 млн ячеек

Рис. 6. Разбиение расчетной области на блоки (а) и фрагмент блочной сетки (б)

Сравнивая результаты расчетов (рис. 7), можно сделать вывод о том, что выбор типа расчетной сетки не оказывает значительного влияния на результаты моделирования

4. Определение характеристик РДМТ. О качестве организации рабочего процесса в камере сгорания принято судить по величине расходного комплекса [14] $\beta = \frac{p_{\text{кв}} F_{\text{мин}}}{\dot{m}_{\Sigma}}$, где $p_{\text{кв}}$ — давление в камере сгорания, $F_{\text{мин}}$ — площадь минимального сечения сопла, \dot{m}_{Σ} — суммарный массовый расход компонентов топлива.

Из рис. 8 видно, что определение расходного комплекса камеры КВ-16 при экспериментальных исследованиях затруднительно. Причиной является подача в камеру значительной доли расхода водорода вблизи периферии в закрученном виде и с высокой скоростью. Поэтому было принято решение проводить экспериментальные исследования с замером тяги.

Изготовленная камера КВ-16 прошла огневые испытания [15] (рис. 9), которые подтвердили ее работоспособность при длительных включениях на режимах с $k_m < 6$ (десятки секунд). Длительность пусков при $k_m > 6$ составляла ~ 1 с.

В таблице представлены некоторые результаты испытаний: k_m — массовое соотношение компонентов топлива; α — коэффициент избытка окислителя; P — тяга, измеренная при испытаниях в земных условиях; $P_{\text{п}}$ — пустотная тяга; \dot{m}_{Σ} — суммарный массовый секундный расход топлива; $I_{\text{у.п}}$ — пустотный удельный импульс; $I_{\text{у.п}}^m$ — теоретический пустотный удельный импульс; φ — коэффициент удельного импульса;

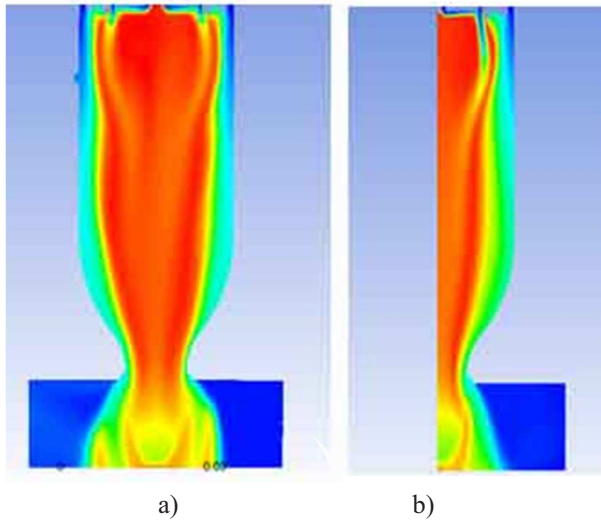


Рис. 7. Поля температур, полученные на тетраэдрической (а) и блочной (б) сетках

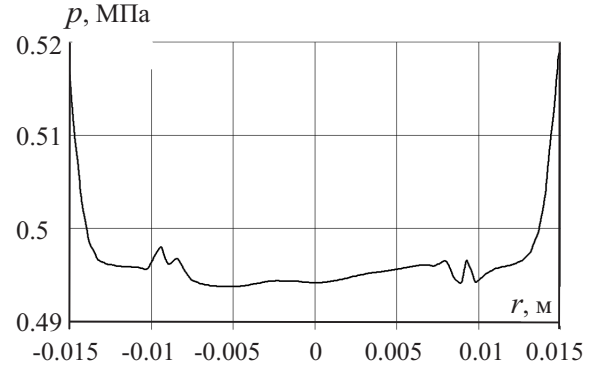


Рис. 8. Распределение статического давления вдоль диаметральной линии вблизи огневого днища камеры

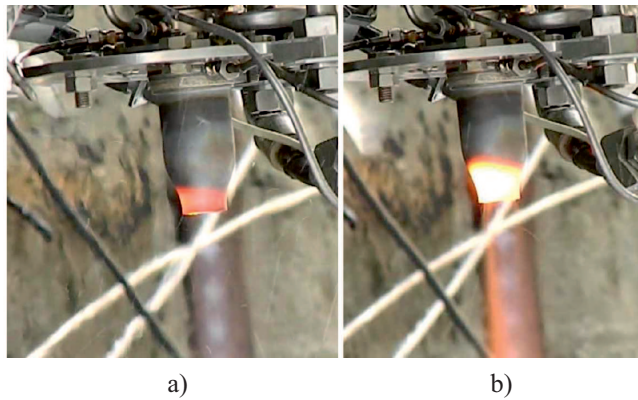


Рис. 9. Огневые испытания камеры KB-16 при различном соотношении компонентов топлива: а) $k_m \approx 4$, б) $k_m \approx 6$

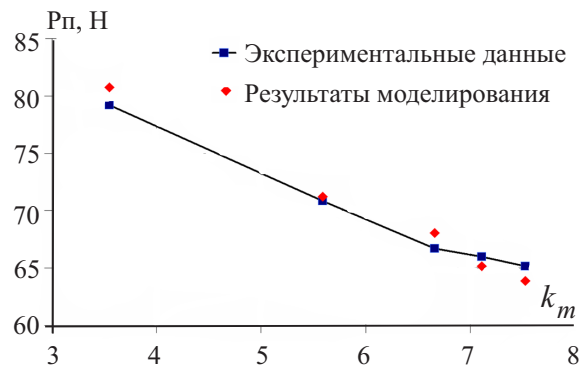


Рис. 10. Сравнение расчетных и экспериментальных данных

$k_m(\alpha)$	\dot{m}_Σ , кг/с	P , Н	P_Π , Н	$I_{y.п.}$, м/с	$I_{y.п.}^m$, м/с	φ	$\frac{\varphi}{\varphi_{рас}}$	$P_\Pi^{мод}$	$\frac{ P_\Pi - P_\Pi^{мод} }{P_\Pi} \times 100\%$
3.55 (0.444)	0.02678	62.53	79.2	2958	3475	0.851	0.898	80.76	1.97
5.59 (0.699)	0.024938	54.18	70.86	2841	3230	0.88	0.928	71.21	0.49
6.66 (0.833)	0.024632	50.06	66.7	2709	3090	0.877	0.925	68.06	2.04
7.11 (0.889)	0.024193	49.29	66	2727	3040	0.897	0.946	65.15	1.28
7.53 (0.941)	0.023884	48.5	65.17	2729	2999	0.91	0.96	63.86	2.01

$\varphi_{рас}$ — коэффициент потерь из-за рассеяния. Пустотная тяга определялась как $P_\Pi = P + p_h F_a$, где P — значение тяги, измеренной в наземных условиях; p_h — атмосферное давление; F_a — фактическая площадь среза сопла.

В таблице также представлена пустотная тяга $P_\Pi^{мод}$, определенная по результатам моделирования в виде $P_\Pi^{мод} = \iint_{F_a} (\rho_a u_{ax}^2 + p_a) dF$, где ρ_a , u_{ax} и p_a — соответственно плотность, осевая составляющая скорости и давление продуктов сгорания на срезе сопла, F_a — площадь среза сопла.

Как видно из таблицы, получено удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных

данных. Для наглядности сравнение расчетных и экспериментальных данных представлено также на рис. 10.

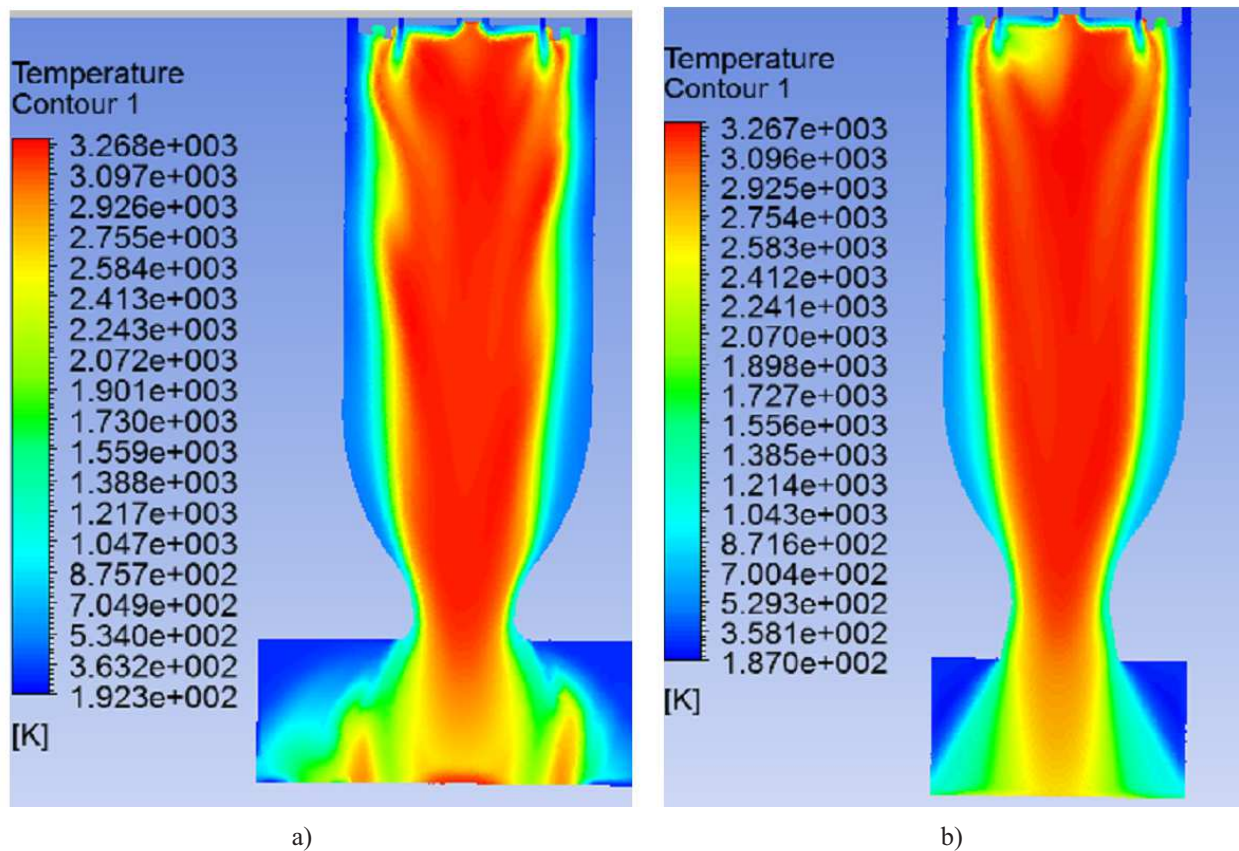


Рис. 11. Поля температур в камере KB-16 с фактическим (а) и коническим (б) соплом при $k_m = 3.55$

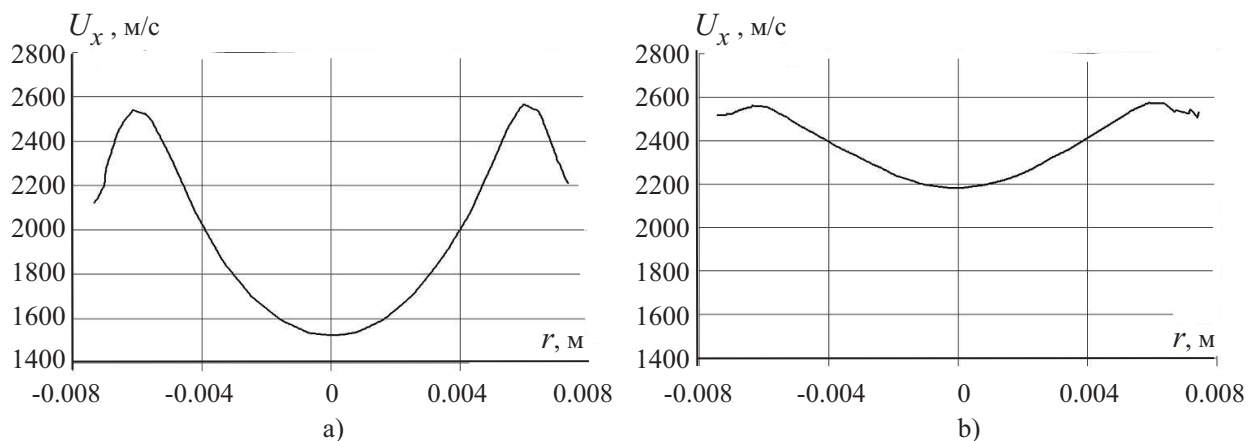


Рис. 12. Распределение осевой составляющей скорости на срезе сопла камеры KB-16 вдоль диаметральной линии: а) фактическое сопло, б) коническое сопло ($k_m = 3.55$)

Судя по значениям φ (см. таблицу), в камере KB-16 реализуется не очень высокое качество организации рабочего процесса. Однако если принять во внимание, что полуугол раскрытия сопла составляет 26° (в конструкции применен корпус камеры РДМТ 11Д428А-16 [1, 2], демонтированный с двигателя после контрольно-выборочных испытаний; для испытаний в земных условиях сверхзвуковая часть сопла была обрезана) и потери удельного импульса на рассеяние, определенные согласно [14], составляют $\varphi_{\text{рас}} = 0.948$, то, судя по отношению $\frac{\varphi}{\varphi_{\text{рас}}}$, можно сделать заключение о высоком качестве организации внутрикамерных процессов.

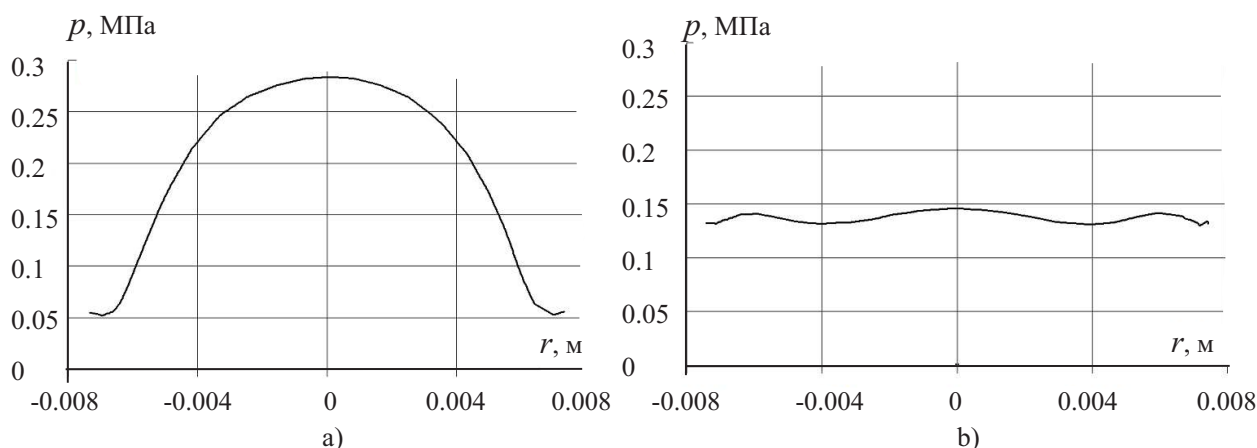


Рис. 13. Распределение статического давления на срезе сопла камеры KB-16 вдоль диаметральной линии: а) фактическое сопло, б) коническое сопло ($k_m = 3.55$)

С целью более детального анализа были проведены расчеты камеры KB-16 с коническим соплом, имеющим полуугол раскрытия 10° при тех же диаметрах минимального сечения и среза сопла для режима с $k_m = 3.55$.

На рис. 11–13 представлены результаты расчета. Как видно, эффективность фактического сопла гораздо ниже конического. При этом тяга, определенная для сопла с углом 10° , составила $P_{\Pi}^{\text{мод}} = 87.81$ Н, что соответствует удельному импульсу $I_{\text{у.п}}^{\text{мод}} = 3278$ м/с и коэффициенту удельного импульса 0.94. Судя по последнему значению, можно сделать вывод о достижении предельных для класса РДМТ энергетических характеристик.

Заключение. Подводя итоги выполненной работы, можно сделать следующие выводы.

1. Применение численного моделирования позволяет создать в короткий срок при минимальных финансовых затратах высокоэффективную конструкцию камеры кислородно-водородного РДМТ.
2. Проведенные экспериментальные исследования подтвердили высокие энергетические характеристики созданного РДМТ.
3. Получено хорошее соответствие экспериментальных данных с результатами моделирования.
4. Продемонстрирована возможность замены натурных испытаний численным экспериментом в процессе создания РДМТ на газообразных компонентах топлива.

Статья рекомендована к публикации Программным комитетом Международной научной конференции “Параллельные вычислительные технологии” (ПаВТ-2015; <http://agora.guru.ru/pavt2015>).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Салич В.Л., Шмаков А.А., Ваулин С.Д. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. Челябинск: Изд-во ЮУрГУ, 2006.
2. Архипов Ю.С., Кутуева Е.В., Кутуев Р.Х. Огненные колесницы космических орбит. Нижний Тагил: Репринт, 2014.
3. Новиков А.В., Ягодников Д.А., Буркальцев В.А., Лапицкий В.И. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан–кислород // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия “Машиностроение”. 2004. Спец. выпуск. 8–17.
4. Ваулин С.Д., Салич В.Л. Методика проектирования высокоэффективных ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия “Машиностроение”. 2012. № 12. 43–50.
5. Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования // CAD/CAM/CAE Observer. 2014. № 3. 82–88.
6. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник УГАТУ. Серия “Авиационная и ракетно-космическая техника”. 2014. 18, № 4. 20–26.
7. Коватеева Ю.С., Богачева Д.Ю. Оценка теплового состояния камеры сгорания ЖРДМТ, работающего на экологически чистых компонентах топлива // Электронный журнал “Труды МАИ”. 2013. № 65. 1–15.
8. ANSYS CFX-Solver, Release 12.1: Theory Guide. 2009.
9. Юн А.А., Крылов Б.А. Расчет и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе FASTEST-3D. М.: Изд-во МАИ, 2007.

10. Пирумов У.Г. Росляков Г.С. Газовая динамика сопел. М.: Наука, 1990.
11. Пиралишвили Ш.А., Гурьянов А.И., Бадерников А.В. Численное исследование интегральных газодинамических характеристик противоточного горелочного модуля с использованием анизотропных моделей турбулентности // Вестник СГАУ. 2011. № 3. 123–130.
12. Матвеев В.Г. Упрощение механизма горения водорода // Физика горения и взрыва. 2001. **37**, № 1. 3–5.
13. Корепанов М.А. Программа “Термодинамика”. Ижевск: Изд-во ИжГТУ, 2001.
14. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989.
15. Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н (<http://www.niimashspace.ru/files/доклады/2014/29.pdf>).

Поступила в редакцию
15.03.2015

A Numerical Study of the Working Process in the Chamber of a Thruster Rocket Engine Based on Oxygen–Hydrogen Fuel

V. L. Salich¹

¹ South Ural State University, Aerospace Engineering Faculty; prospekt Lenina 76, Chelyabinsk, 454080, Russia; Ph.D., Doctoral Candidate, e-mail: salich_vas@mail.ru

Received March 15, 2015

Abstract: The application of numerical simulation of mixture formation and combustion during the design of the chamber of a thruster rocket engine based on oxygen–hydrogen fuel allows one to rapidly develop a construction with high-power characteristics, which was later confirmed experimentally. This paper considers the results of computations obtained by using the turbulence models based on the hypothesis of turbulent viscosity and Reynolds stresses and using the chemical interaction models (the models of a thin flame front and the eddy dissipation). The numerical results obtained on the basis of computational grids of various types and dimensions are discussed. It is shown that the grid type has little effect on the simulation results and that the Reynolds stress model and the eddy dissipation model are preferable. The characteristics of the chamber obtained experimentally and numerically for various modes of operation are compared.

Keywords: rocket engine, combustion chamber, simulation, turbulence, combustion, computational grid.

References

1. V. L. Salich, A. A. Shmakov, and S. D. Vaulin, *Liquid-Propellant Thrusters* (South Ural State Univ., Chelyabinsk, 2006) [in Russian].
2. Yu. S. Arkhipov, E. V. Kutueva, and R. H. Kutuev, *Chariots of Fire Cosmic Orbits* (Reprint, Nizhny Tagil, 2014) [in Russian].
3. A. V. Novikov, D. A. Yagodnikov, V. A. Burcalcev, and V. I. Lapitsky, “Mathematical Model and Calculation of the Characteristics of the Working Process in the Combustion Chamber of a Low-Thrust Rocket Engine on Methane–Oxygen Fuel Components,” *Vestn. Bauman Mosk. Tekh. Univ., Ser.: Mechanical Engineering, Special Issue*, 8–17 (2004).
4. S. D. Vaulin and V. L. Salich, “The Highly Effective Low Thrust Rocket Engines Designing Methods Based on Numerical Simulation of Intrachamber Processes,” *Vestn. South Ural State Univ., Ser.: Mechanical Engineering*, No. 12, 43–50 (2012).
5. V. L. Salich, “Numerical Simulation of Mixing and Combustion Chamber in an Oxygen–Hydrogen Rocket Engine Thrust of 100 N in the Design Process,” *CAD/CAM/CAE Observer*, No. 3, 82–88 (2014).
6. V. L. Salich, “The Oxygen–Hydrogen Chamber for a Thruster (100 N) Designing by Numerical Simulation of Mixing and Combustion Processes,” *Vestn. Ufa Aviations. Tekh. Univ.* **18** (4), 20–26 (2014).
7. Y. S. Kovateva and D. Y. Bogacheva, “Evaluation of the Thermal State of the Thrusters Combustion Chamber Working on Ecologically Pure Propellants,” *Elektron. Zh. Trudy MAI*, No. 65, 1–15 (2013).
8. ANSYS CFX-Solver, Release 12.1: Theory Guide (2009).
<http://orange.engr.ucdavis.edu/Documentation12.1/121/CFX/xthry.pdf>. Cited March 10, 2015.

9. A. A. Yun and B. A. Krylov, *Calculation and Modeling of Turbulent Flows with the Heat Transfer, Mixing, Chemical Reactions and Two-Phase Flows in the Program Complex FASTEST-3D* (Moscow Aviation Inst., Moscow, 2007) [in Russian].
10. U. G. Pirumov and G. S. Roslyakov, *Gas Dynamics of Nozzles* (Nauka, Moscow, 1990) [in Russian].
11. S. A. Piralishvili, A. I. Guryanov, and A. V. Badernikov, “Numerical Study of Gasdynamic Characteristics Counterflow Burner with Use of Anisotropic Models of Turbulence,” *Vestn. Samara State Aerospace Univ.*, No. 3, 123–130 (2011).
12. V. G. Matveev, “Reduction of the Combustion Mechanism of Hydrogen,” *Fiz. Goreniya Vzryva* **37** (1), 3–5 (2001) [*Combust., Expl., Shock Waves* **37** (1), 1–3 (2001)].
13. M. A. Korepanov, *Thermodynamics Program* (Izhevsk Gos. Tekh. Univ., Izhevsk, 2001) [in Russian].
14. V. E. Alemasov, A. F. Dregalin, and A. P. Tishin, *The Theory of Rocket Engines* (Mashinostroenie, Moscow, 1989) [in Russian].
15. V. L. Salich, “Experimental Studies on the Creation of an Oxygen–Hydrogen Rocket Engine Thrust 100 N,” <http://www.niimashspace.ru/files/доклады/2014/29.pdf>. Cited March 10, 2015.