

Математическое моделирование рабочего процесса камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе

В.Л. Салич, Южно-Уральский государственный университет (НИУ)

В статье представлены полученные в ходе исследований рекомендации, касающиеся математического моделирования процессов в камерах кислородно-водородных ракетных двигателей малой тяги (РДМТ): выбор модели турбулентности, модели горения, типа и размерности расчетной сетки, определение параметров камеры РДМТ по результатам численного моделирования. Характеристики камеры сопоставляются на различных режимах, полученных экспериментально и по результатам численного моделирования.

1. Введение

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

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

Принимая во внимание возможность применения в РДМТ управляющих клапанов БРТ200 разработки НИИМаш [2], а также наличие опыта по разработке и производству стабилизаторов расхода, можно сказать, что основной и наиболее сложной задачей является создание камеры, обеспечивающей высокие энергетические характеристики при допустимом тепловом состоянии элементов конструкции. Задача осложняется тем, что в РДМТ нежелательно применение регенеративного охлаждения, традиционного для двигателей больших и средних тяг, 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 ограниченном числе смесительных элементов и малыми размерами конструкции.

К настоящему времени имеются работы, где для изучения процессов, происходящих в камерах

РДМТ, успешно применялось математическое моделирование, например [3–8].

С помощью численного моделирования внутрикамерных процессов средствами пакета *ANSYS CFX* автором была получена высокоэффективная конструкция камеры РДМТ, прошедшая затем огневые испытания, подтвердившие высокие энергетические характеристики. В работах [5–7] представлена математическая модель, описывающая течение многокомпонентного гомогенного рабочего тела в камере с учетом смесеобразования и химических реакций, 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 температурой. Расчеты проводились на суперкомпьютере “Торнадо” Южно-Уральского государственного университета 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 млн. ячеек, расчет одного варианта камеры длился ~ 1.5 часа. Результаты моделирования различных вариантов конструкции представлены в работе [6]. 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. Характеристики камеры сопоставляются на различных режимах, полученных экспериментально и по результатам численного моделирования.

2. Моделирование турбулентности

В настоящее время модели на основе гипотезы турбулентной вязкости часто применяются в инженерной практике и рекомендуются для решения задач с учетом горения [9]. Недостатком таких моделей является то, что предположение об изотропности турбулентных параметров не всегда может быть применено для закрученных течений [10], используемых в камерах РДМТ для интенсификации процессов. С целью исследования влияния моделей турбулентности на результаты моделирования, автором была создана расчетная

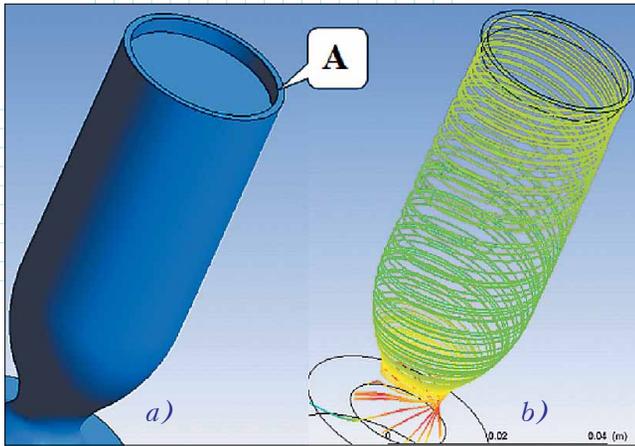


Рис. 1. Расчетная область (a) и линии тока (b)

область (рис. 1), представляющая собой камеру РДМТ, на вход в которую через кольцевую область А подавался водород с расходом 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** показывает наличие обратных токов (наличие областей, где осевая составляющая скорости меняет знак). Модели $k-\varepsilon$ и SST, основанные на гипотезе турбулентной вязкости, не выявляют обратных токов, хотя, согласно [11], они должны иметь место, когда число Френкеля больше 1.92. Поэтому для расчетов была принята модель турбулентности **RSM BSL**. Следует отметить, что расчетно-теоретические исследования горелочного модуля, выполненные авторами работы [12] с использованием различных моделей турбулентности, выявили наилучшую сходимость с экспериментальными данными именно в случае применения модели **RSM BSL**.

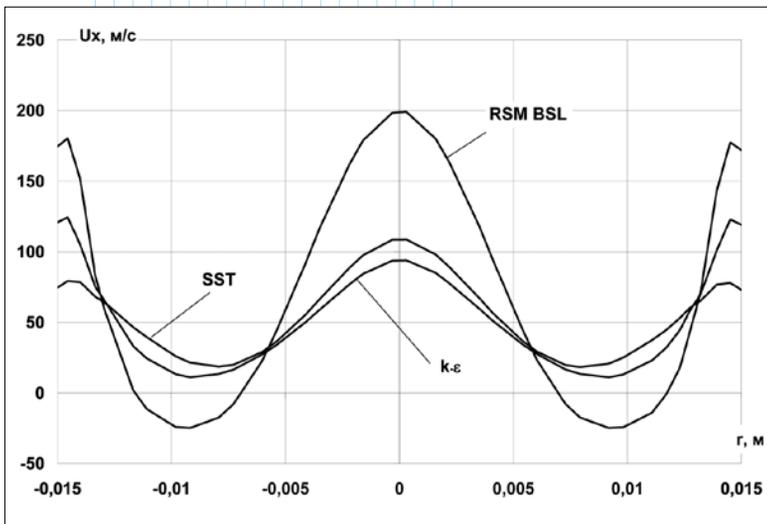
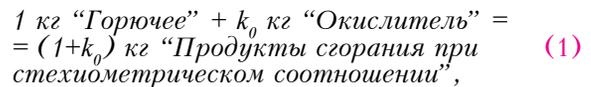


Рис. 2. Распределение осевой составляющей скорости вдоль диаметральной линии

3. Моделирование химических реакций

Кинетический механизм окисления водорода к настоящему времени достаточно хорошо изучен. Также из максимально полной схемы горения найдены упрощенные механизмы, описывающие известные экспериментальные данные (например [13]). 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 избежать значительных вычислительных трудностей. В настоящей работе применялись два подхода: модель диссипации вихря и модель тонкого фронта пламени [9].

Для существенного упрощения расчета при использовании модели диссипации вихря 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:



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 [14] предварительно осуществляется серия термодинамических расчетов равновесного состава веществ “Горючее”, “Окислитель”, “Продукты сгорания” при различных давлениях и температурах.

Модель тонкого фронта пламени представляет процесс горения как совокупность локальных ламинарных пламен-флейметов, деформированных турбулентным течением, то есть реализуется разделение вычислений гидромеханики турбулентного течения и химической кинетики. Температура и состав смеси при этом определяются по заранее составленным флеймет-библиотекам взаимодействия компонентов.

Как видно из результатов расчета (рис. 3), применение различных моделей горения приводит к некоторым

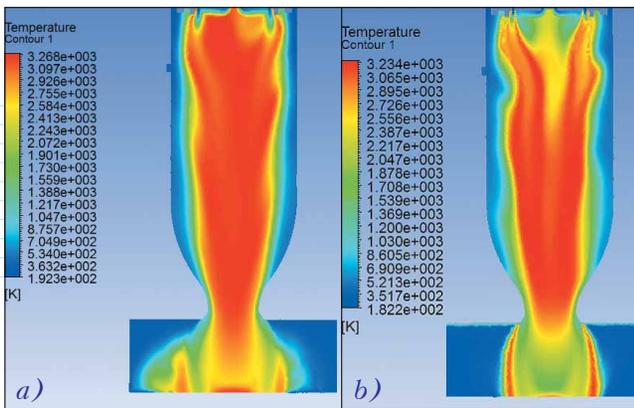


Рис. 3. Поле температур в камере KV-16, полученное при использовании модели диссипации вихря (а) и модели тонкого фронта пламени (б)

качественным отличиям. Для того чтобы отдать предпочтение той или иной модели горения, необходимы дальнейшие исследования.

3. Тип и размерность расчетной сетки

В процессе численных экспериментов использовалась тетраэдрическая расчетная сетка (рис. 4). При числе расчетных ячеек более 3 млн. решение можно считать сеточно независимым.

В качестве примера на рис. 5 приведены поля температур камеры KV-16, полученные на тетраэдрических сетках различной размерности. Видно,

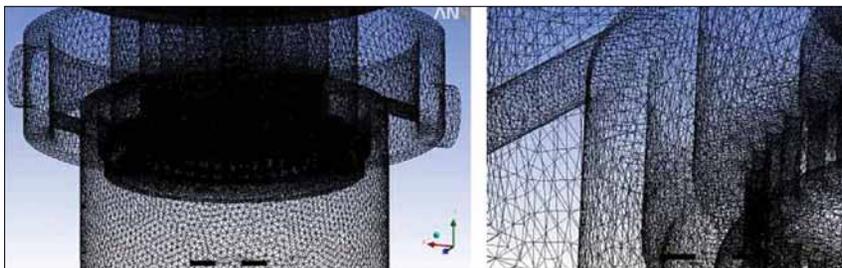


Рис. 4. Фрагменты расчетной сетки

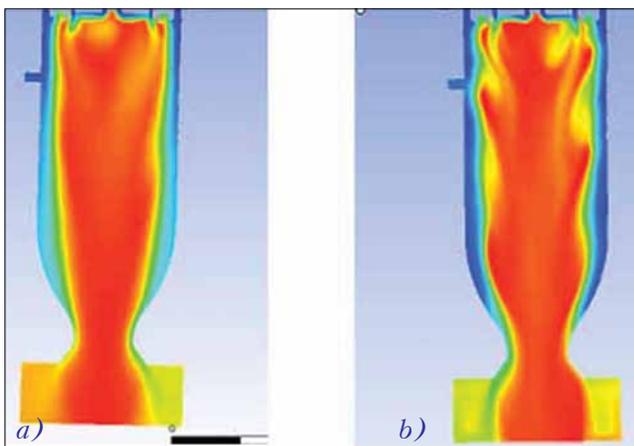


Рис. 5. Поля температур в камере KV-16, полученные на тетраэдрических сетках различной размерности: ~ 3 млн. ячеек (а); ~ 7 млн. ячеек (б)

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.

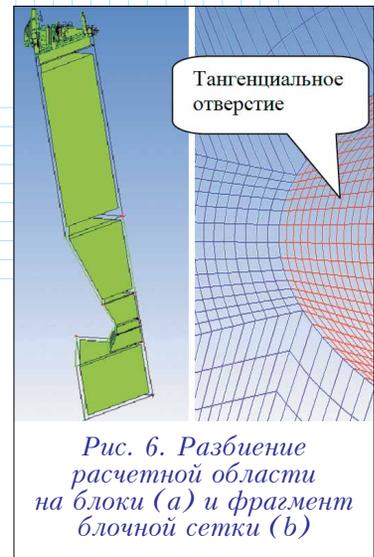


Рис. 6. Разбиение расчетной области на блоки (а) и фрагмент блочной сетки (б)

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:

$$\beta = \frac{p_{\text{кс}} F_{\text{min}}}{\dot{m}_{\Sigma}} \quad (2)$$

где $p_{\text{кс}}$ – давление в камере сгорания, F_{min} – площадь минимального сечения сопла, \dot{m}_{Σ} – суммарный массовый расход компонентов топлива.

Из рис. 8 видно, что определить расходный комплекс камеры KV-16 при экспериментальных исследованиях затруднительно. Причиной

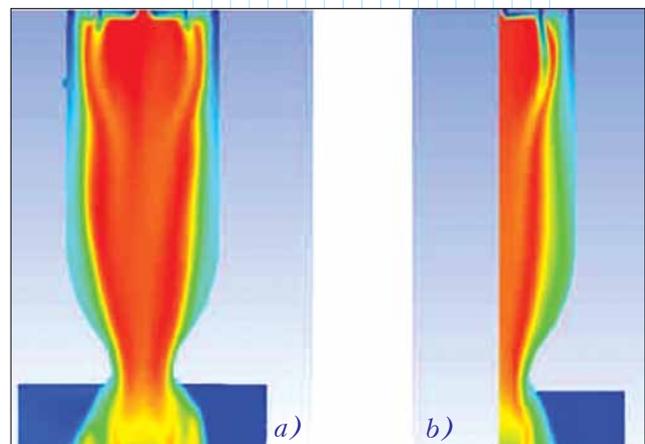


Рис. 7. Поля температур, полученные на тетраэдрической (а) и блочной (б) сетках

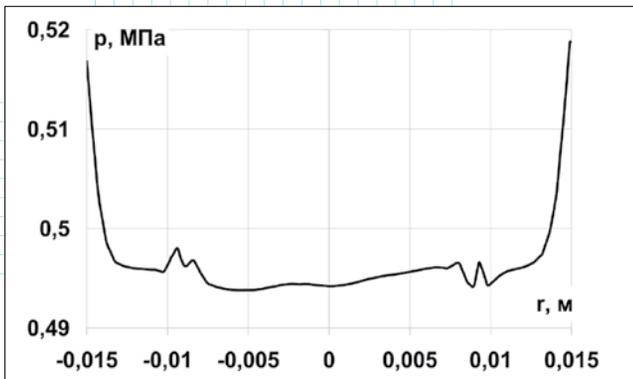


Рис. 8. Распределение статического давления вдоль диаметральной линии вблизи огневой джиги камеры

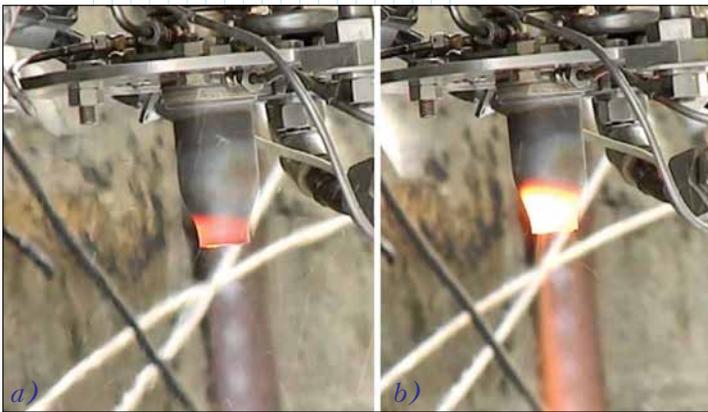


Рис. 9. Огневые испытания камеры КВ-16 при различном соотношении компонентов топлива: а) $k_m \approx 4$; б) $k_m \approx 6$

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 (рис. 9), которые подтвердили её работоспособность при длительных включениях на режимах с $k_m < 6$ (десятки секунд). Длительность пусков при $k_m > 6$ составляла ~ 1 с.

В табл. 1 представлены некоторые результаты испытаний, где k_m – массовое соотношение компонентов топлива, α – коэффициент избытка

окислителя, P – тяга, измеренная при испытаниях в земных условиях, P_n – пустотная тяга, \dot{m}_Σ – суммарный массовый секундный расход топлива, $I_{y,n}$ – пустотный удельный импульс, $I_{y,n}^m$ – теоретический пустотный удельный импульс, φ – коэффициент удельного импульса, φ_{pac} – коэффициент потерь из-за рассеяния.

Пустотная тяга определялась как

$$P_n = P + p_h F_a \quad (3)$$

где P – значение тяги, измеренной в наземных условиях, p_h – атмосферное давление, F_a – фактическая площадь среза сопла.

Также в табл. 1 представлена пустотная тяга P_n^{mod} , определенная по результатам моделирования как

$$P_n^{mod} = \iint_{F_a} (\rho_a u_{ax}^2 + p_a) dF \quad (4)$$

где ρ_a , u_{ax} , p_a – соответственно плотность, осевая составляющая скорости и давление продуктов сгорания на срезе сопла, F_a – площадь среза сопла.

Как видно, получено удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных. Для наглядности сравнение расчетных и экспериментальных данных представлено также на рис. 10.

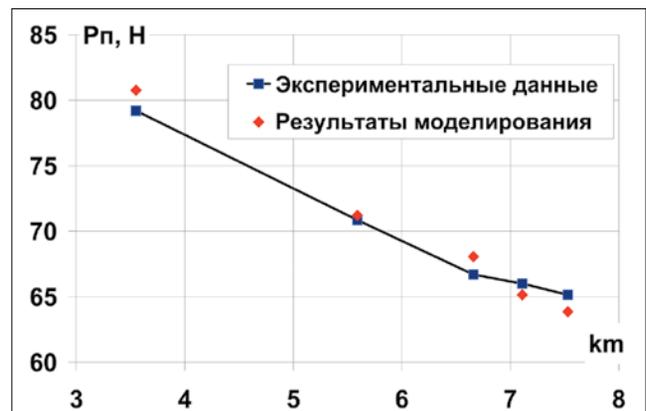


Рис. 10. Сравнение расчетных и экспериментальных данных

Табл. 1

$k_m (\alpha)$	\dot{m}_Σ , кг/с	P , Н	P_n , Н	$I_{y,n}$ м/с	$I_{y,n}^m$ м/с	φ	φ/φ_{pac}	P_n^{mod}	$\frac{ P_n - P_n^{mod} }{P_n} \cdot 100, \%$
3.55 (0.444)	0.026780	62.53	79.20	2 958	3 475	0.851	0.898	80.76	1.97
5.59 (0.699)	0.024938	54.18	70.86	2 841	3 230	0.880	0.928	71.21	0.49
6.66 (0.833)	0.024632	50.06	66.70	2 709	3 090	0.877	0.925	68.06	2.04
7.11 (0.889)	0.024193	49.29	66.00	2 727	3 040	0.897	0.946	65.15	1.28
7.53 (0.941)	0.023884	48.50	65.17	2 729	2 999	0.910	0.960	63.86	2.01

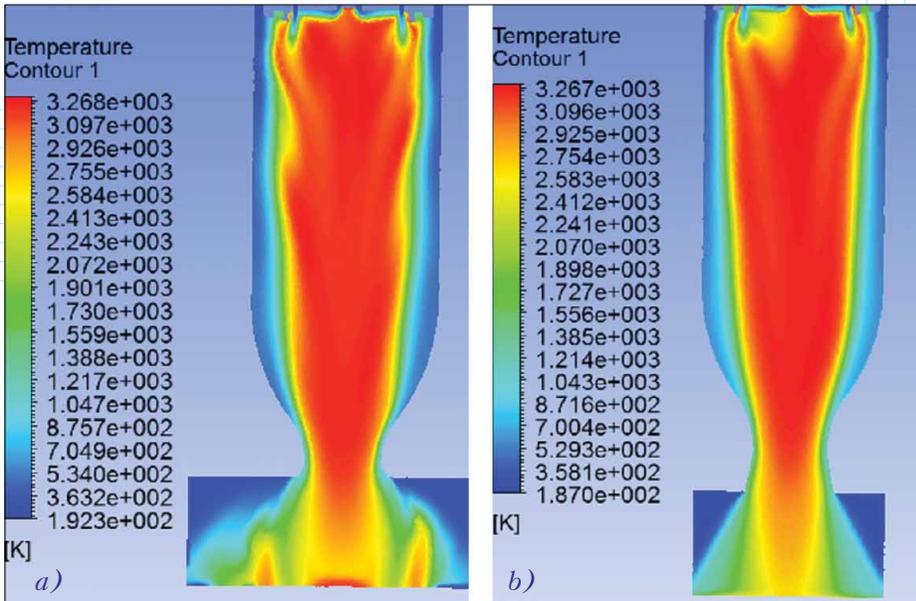


Рис. 11. Поля температур в камере KB-16 с фактическим (а) и коническим (b) соплом при $k_m=3.55$

Судя по значениям φ (табл. 1), качество организации рабочего процесса в камере KB-16 не очень высокое. 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), а потери удельного импульса на рассеяние составляют $\varphi_{рас} = 0.948$, то, судя по отношению $\varphi / \varphi_{рас}$, качество организации внутрикамерных процессов можно считать высоким.

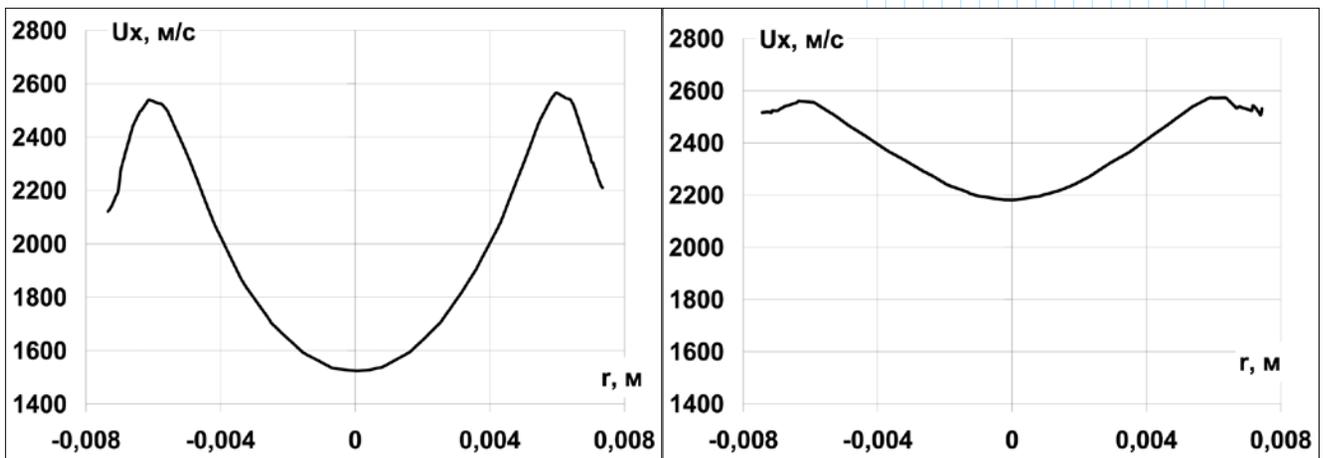


Рис. 12. Распределение осевой составляющей скорости на срезе сопла камеры KB-16 вдоль диаметральной линии: а) фактическое сопло; б) коническое сопло, $k_m=3.55$

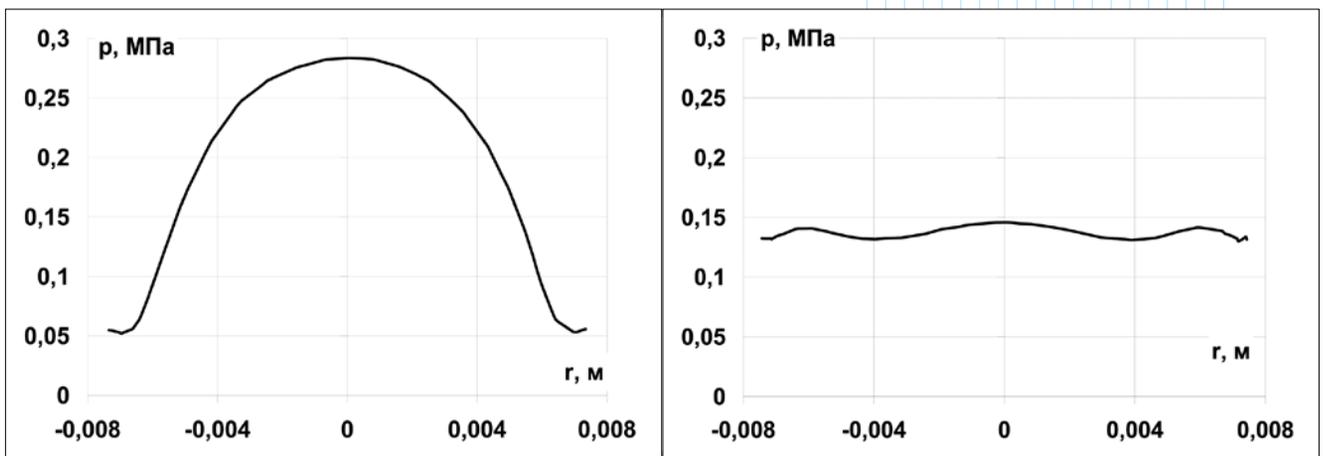


Рис. 13. Распределение статического давления на срезе сопла камеры KB-16 вдоль диаметральной линии: а) фактическое сопло; б) коническое сопло, $k_m=3.55$

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

Результаты расчета представлены на рис. 11+13. Как видим, эффективность фактического сопла гораздо ниже конического. При этом тяга, определенная для сопла с углом 10° составила $P_n^{Mod} = 87,81 \text{ Н}$, что соответствует удельному импульсу $I_{y,n}^{Mod} = 3278 \text{ м/с}$ и коэффициенту удельного импульса 0.94. По последнему значению можно сделать заключение о достижении предельных для класса РДМТ энергетических характеристик.

Заключение

Подводя итоги выполненной работы, можно отметить следующее:

1. Применение численного моделирования процессов позволяет при минимальных финансовых затратах создать в короткий срок высокоэффективную конструкцию камеры кислородно-водородного РДМТ.

2. В ходе работы разработаны рекомендации, касающиеся выбора моделей турбулентности, химического взаимодействия, типа и размерности расчетной сетки в процессе моделирования процессов в РДМТ на кислородно-водородном топливе.

3. Проведенные экспериментальные исследования подтвердили высокие энергетические характеристики созданного РДМТ.

4. Наблюдается хорошая сходимость экспериментальных данных с результатами моделирования.

5. Наглядно продемонстрирована возможность замены натурных испытаний численным экспериментом в процессе создания РДМТ на газообразных компонентах топлива. ☺

Литература

1. Салич В.Л., Шмаков А.А., Ваулин С.Д. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги: Учебное пособие. Челябинск: ЮУрГУ, 2006, 52 с.

2. Архипов Ю.С., Кутуева Е.В., Кутуев Р.Х. Огненные колесницы космических орбит. Нижний Тагил: Репринт, 2014, 242 с.

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, с. 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, с. 43–50.

5. Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования // Труды международной научной конференции “Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ’ 2014)” (1–3 апреля 2014 года, Ростов-на-Дону). Челябинск: ЮУрГУ, 2014, с. 309–318.

6. 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, с. 82–88.

7. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100Н на основе численного моделирования

внутрикамерных процессов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. Серия “Авиационная и ракетно-космическая техника”, 2014, т. 18, №4, с. 20–26.

8. Коватова Ю.С., Богачева Д.Ю. Оценка теплового состояния камеры сгорания ЖРДМТ, работающего на экологически чистых компонентах топлива // Труды Московского авиационного института, 2013, №65 // www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=40191

9. ANSYS CFX-Solver. Theory. Release 10.0. ANSYS Europe Ltd, 2005, 266 p.

10. Юн А.А., Крылов А.И. Расчет и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе FASTEST-3D. Москва: Московский авиационный институт, 2007, 116 с.

11. Пирумов У.Г. Росляков Г.С. Газовая динамика сопел. Москва: Наука, главная редакция физико-математической литературы, 1990, 368 с.

12. Пиралишвили Ш.А., Гурьянов А.И., Бадерников А.В. Численное исследование интегральных газодинамических характеристик противоточного горелочного модуля с использованием анизотропных моделей турбулентности // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2011, №3, с. 123–130.

13. Матвеев В.Г. Упрощение механизма горения водорода // Физика горения и взрыва, 2011, т. 37, №1, с. 3–5.

14. Корепанов М.А. Программа “Термодинамика” // Каталог инновационных разработок Ижевского государственного технического университета. Ижевск: ИЖГТУ, 2001, 95 с.