

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ В КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ МАЛОЙ ТЯГИ

© 2014 С.Д. Ваулин, В.Л. Салич

Южно-Уральский государственный университет
(национальный исследовательский университет), г. Челябинск

Результатом настоящей работы является создание камеры ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) на перспективном кислородно-водородном топливе. В процессе проектирования использовалась система ANSYS CFX, в которой была реализована математическая модель течения многокомпонентного гомогенного рабочего тела с учётом смесеобразования и горения. Расчёты выполнялись на суперкомпьютере «Торнадо» Южно-Уральского государственного университета. Результаты моделирования исходного варианта камеры выявили её неработоспособность из-за высоких температур в области элементов конструкции (наружное охлаждение не предусматривалось), в связи с чем было принято решение эту камеру не изготавливать. В процессе дальнейших расчётно-теоретических исследований конструкция камеры видоизменялась до тех пор, пока не удалось достичь высокой полноты сгорания с наличием вблизи элементов конструкции зон с температурами, не превышающими предельно допустимую температуру эксплуатации материала. Изготовленная камера прошла огневые испытания, которые подтвердили её работоспособность при длительных включениях и показали приемлемые энергетические характеристики. Получено удовлетворительное согласование экспериментальных данных с результатами моделирования. Использование численного моделирования позволило исключить традиционный при создании новых РДМТ длительный и дорогостоящий этап сравнительных испытаний.

Ракетный двигатель малой тяги; камера сгорания; смесеобразование; моделирование.

Появление большого числа схем организации рабочего процесса в камерах ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) [1] связано, в основном, с отсутствием в настоящее время надёжных методов расчёта процессов смесеобразования и преобразования топлива. По этой причине требуется проведение дорогостоящей экспериментальной отработки, число натурных экземпляров при которой может составлять несколько десятков, в то время как в современных условиях жёсткой конкуренции на мировом рынке космических услуг, наряду с повышенными требованиями к техническим параметрам предъявляются особые требования к минимизации сроков и затрат на создание ракетно-космической техники.

Работа над проектом камеры РДМТ начинается с технических предложений. От того, сколь успешно будет выполнена эта часть работы, во многом зависит судьба проекта. Чем шире физические представления о процессах, чем достовернее методики их расчётного анализа, тем больше надежды на успешное функционирование разрабатываемого двигателя в будущем [2]. Поэтому необходимо созда-

ние теоретической и методической базы, позволяющей на ранних стадиях проектирования камер РДМТ находить конструкторские решения, обеспечивающие получение требуемых параметров с достаточной степенью достоверности.

Современное развитие вычислительной гидрогазодинамики позволяет успешно применять численное моделирование при отработке камер сгорания различных устройств [2 – 5].

Преимуществом численного моделирования по сравнению с соответствующим экспериментальным исследованием является то, что численное решение задачи даёт подробную и полную информацию. С его помощью можно найти значения всех имеющихся переменных во всей области решения. В отличие от эксперимента для расчёта доступна практически вся исследуемая область, отсутствуют возмущения процесса, вносимые средствами измерения при экспериментальном исследовании. Очевидно, что ни в одном экспериментальном исследовании невозможно измерить распределения всех переменных во всей исследуемой области. Поэтому, даже если проводится экспери-

ментальное исследование, большое значение для дополнения экспериментальной информации имеют результаты численного решения [6].

Визуальное представление происходящих в камере процессов, полученное в результате численного моделирования, позволяет оперативно выявить недостатки конструкции и разрабатывать пути их устранения при дальнейшем проектировании.

В настоящей работе с использованием численного моделирования внутрикамерных процессов и методики, представленной в работе [7], была спроектирована высокоэффективная камера РДМТ на топливе $O_2^{газ} + H_2^{газ}$, прошедшая затем огневые испытания, результаты которых подтвердили результаты моделирования. Использовалась среда ANSYS CFX, расчёты выполнялись на суперкомпьютере «Торнадо» Южно-Уральского государственного университета.

Рабочий процесс камеры РДМТ на газообразных компонентах топлива представляет собой трёхмерное течение многокомпонентного гомогенного рабочего тела с сопровождающимся горением – совокупностью процессов перемешивания и протекания большого числа химических реакций. Перемешивание компонентов топлива обеспечивается, в основном, турбулентной диффузией. На процесс смешения оказывают влияние химические реакции, которые могут разделять потоки компонентов и замедлять смешение, или, наоборот, турбулизовать поток и способствовать смешению [8].

Осреднённая по Фавру система уравнений, описывающая рабочий процесс в камере РДМТ на газообразном топливе (течение многокомпонентного гомогенного рабочего тела с учётом изменения состава и температуры в процессе горения), имеет следующий вид [9,10]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho u_k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_k) = \quad (2)$$

$$= \frac{\partial p}{\partial x_k} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{jk} - \overline{\rho u_j' u_k'}),$$

$$\frac{\partial (\rho g_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j g_i)}{\partial x_j} = \quad (3)$$

$$= -\frac{\partial}{\partial x_j} (J_{ij} + \overline{\rho u_j' g_i'}) + S_i,$$

$$\frac{\partial (\rho H)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j H)}{\partial x_j} =$$

$$= \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_k (\tau_{jk} - \overline{\rho u_j' u_k'})] - \quad (4)$$

$$- \frac{\partial}{\partial x_j} (q_j + \overline{\rho u_j' h_i'}).$$

Здесь p , ρ – осреднённые по времени давление и плотность, q_j – осреднённый по времени поток энергии в направлении оси j , J_{ij} – осреднённый по времени поток массы i -го компонента смеси в направлении оси j , u_j – проекция средневзвешенной скорости на соответствующую декартову ось, g_i – средневзвешенное значение массовой доли i -го компонента смеси, H – средневзвешенное значение полной энтальпии смеси, h_i – энтальпия i -го компонента, S_i – массовая скорость образования i -го компонента, u_j' – пульсационная составляющая проекции скорости на ось j , $-\overline{u_j' u_k'}$ – рейнольдсовы напряжения, τ_{jk} – тензор вязких напряжений, определяемый как [9]:

$$\tau_{jk} = -\delta_{jk} \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_j}{\partial x_j} + \mu \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_j} \right), \quad (5)$$

где μ – коэффициент динамической вязкости смеси,

$$\delta_{jk} = \begin{cases} 1, & j = k; \\ 0, & j \neq k. \end{cases} \quad (6)$$

Поток массы i -го компонента в направлении оси j [9]:

$$J_{ij} = -D_i \frac{\partial g_i}{\partial x_j}, \quad (7)$$

где D_i – эффективный коэффициент диффузии.

Тепловой поток в направлении оси j определяется как [8]

$$q_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} + \sum_{i=1}^N J_{ij} h_i, \quad (8)$$

где N – число компонентов смеси, λ – коэффициент теплопроводности.

Энтальпия i -го компонента:

$$h_i = \int_{T_0}^T c_{pi} dT + h_i^0, \quad (9)$$

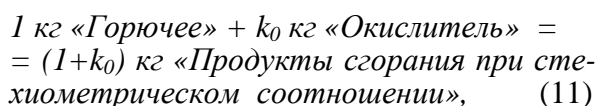
где c_{pi} – удельная теплоёмкость i -го компонента при постоянном давлении, h_i^0 – теплота образования i -го компонента при стандартных условиях.

Массовая скорость образования (расходования) i -го компонента в результате химических реакций определяется как

$$S_i = M_i \sum_{m=1}^n R_i^m, \quad (10)$$

где M_i – молекулярная масса вещества i , R_i^m – скорость изменения мольной концентрации вещества i в результате протекания m -й химической реакции.

Для существенного упрощения расчёта принято допущение о том, что рабочее тело является смесью трёх «веществ»: «Окислитель», «Горючее», «Продукты сгорания при стехиометрическом соотношении», горение моделируется одностадийной необратимой брутто-реакцией:



где k_0 – массовое стехиометрическое соотношение компонентов топлива.

Для учёта 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 рав-

новесию. 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» теплоёмкостей веществ, составляющих газовую среду. Для этого с помощью программы [11] предварительно осуществляется серия термодинамических расчётов равновесного состава веществ «горючее», «окислитель», «продукты сгорания» при различных давлениях и температурах. Поскольку в объёмах камеры реализуются сравнительно низкие давления (~ 0,5 МПа в камере сгорания, ~ 1 МПа в топливных коллекторах), то принято допущение о том, что рабочее тело подчиняется уравнению состояния идеального газа.

Для определения слагаемых $-u_j' u_k'$, $u_j' c_i'$, $u_j' h_i'$ важным является правильный выбор модели турбулентности. В настоящее время в инженерной практике часто применяются и рекомендуются для решения задач с учётом горения модели на основе гипотезы турбулентной вязкости [10]. Недостатком таких моделей является то, что предположение об изотропности турбулентных параметров не всегда может быть применено для закрученных течений [12], используемых в камерах РДМТ для интенсификации процессов. С целью исследования влияния моделей турбулентности на результаты моделирования была создана расчётная 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 расчёта (рис. 2), только модель рейнольдсовых напряжений RSM BSL показывает наличие обратных токов (наличие областей, где осевая составляющая скорости меняет знак). Модели k - ϵ и SST, основанные на гипотезе турбулентной вязкости, не выявляют обратных токов, тогда как согласно [13], они должны иметь место при числе Френкеля более 1,92.

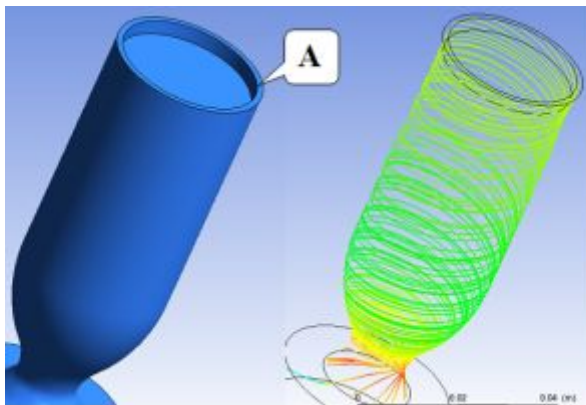


Рис. 1. Расчётная область (слева) и линии тока (справа)

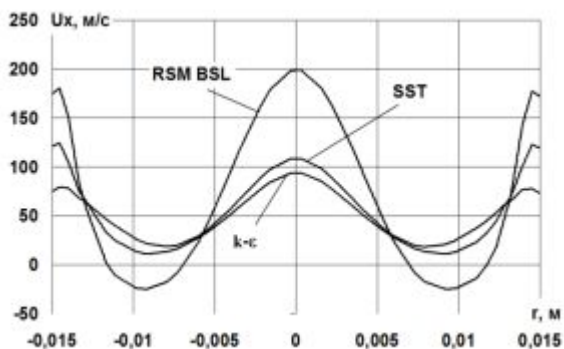


Рис. 2. Распределение осевой составляющей скорости вдоль диаметральной линии

Поэтому для расчётов была принята модель турбулентности RSM BSL. Следует отметить, что расчётно-теоретические исследования горелочного модуля, выполненные авторами работы [5] с использованием различных моделей турбулентности, выявили наилучшую сходимость с экспериментальными данными при использовании именно модели RSM BSL.

Расчётные области вариантов камеры (рис. 3) включают в себя цилиндрическую часть камеры сгорания 1, сопло 2, имеющее дозвуковую часть и небольшой участок сверхзвуковой части, ступенчато переходящий в цилиндрическую область 3 большего диаметра. Цилиндрическая часть 1 камеры сгорания и огневое днище (на рисунке не показано) соединены форсунками 4 и 5 с соответствующими топливными коллекторами 6 и 7. Цилиндрическая часть 1 и сопло 2 соответствуют геометрии корпуса камеры РДМТ 11Д428А-16, разработанного и серийно выпускаемого в НИИМаш (г. Нижняя Салда) [14].

В качестве граничных условий на входе в соответствующие топливные коллекторы задавались массовый расход окислителя (кислорода) $\dot{m}_o = 0,02$ кг/с, массовый расход горючего (водорода) $\dot{m}_r = 0,005$ кг/с, температуры окислителя и горючего $T_o = T_r = 293$ К, параметры турбулентности на входе вычислялись ANSYS CFX и соответствовали 5% интенсивности турбулентных пульсаций. На выходе из расчётной области (боковая и торцовые поверхности цилиндра 3) задавалось абсолютное давление 0,1 МПа, близкое к атмосферному.

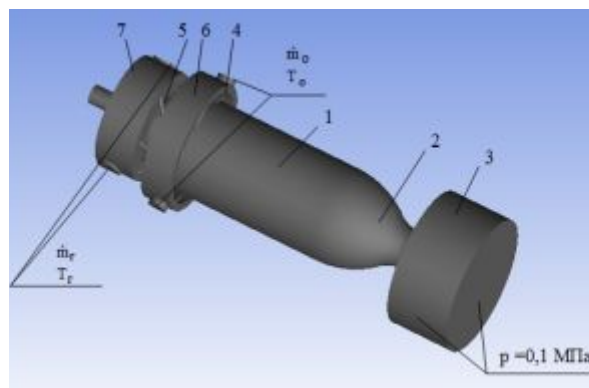


Рис. 3. Расчётная область варианта камеры: 1 – цилиндрическая часть камеры сгорания, 2 – сопло, 3 – область выходного граничного условия, 4 – форсунка горючего, 5 – форсунка окислителя, 6 – коллектор горючего, 7 – коллектор окислителя

Введение в расчётную модель цилиндрической области 3 выполнено для исключения влияния граничных условий на результаты расчёта параметров на срезе сопла. На стенке задавалось условие отсутствия теплообмена. Пренебрежение теплообменом может быть оправдано тем, что модель используется для расчётно-теоретических исследований процессов в РДМТ без наружного охлаждения. В этом случае работоспособной считается такая камера РДМТ, у которой значения температур рабочего тела вблизи элементов конструкции не превышают предельно-допустимую температуру эксплуатации материала. Пренебрежение отводом тепла от наиболее нагретых мест за счёт перетечек по конструкции идёт в запас работоспособности.

В качестве начальных условий задавались массовые доли окислителя $g_o^0 = 1$, горючего $g_r^0 = 0$, продуктов сгорания $g_{pc}^0 = 0$, температура $T = 1000$ К, обеспечивающая гарантированное начало химической реакции. Значения начального давления p^0 и составляющих скорости u_x^0 , u_y^0 , u_z^0 , обеспечивающие устойчивый расчёт (при «неудачных» начальных условиях сбой обычно происходит на первых 2...30 итерациях), подбирались для каждой расчётной области, соответствующей варианту конструкции камеры.

Расчёт выполнялся в квазистационарной постановке на суперкомпьютере «Торнадо» Южно-Уральского государственного университета с распараллеливанием на 31 ядро. За критерий установления было принято равенство суммарных массовых расходов на входе и выходе из камеры. Использовалась тетраэдрическая расчётная сетка (~ 3 млн. ячеек). Расчёт каждого варианта камеры длился ~ 1,5 часа.

Результаты моделирования рабочего процесса в исходной конструкции камеры КВ-1 выявили её неработоспособность из-за высоких температур (более 3000 К) продуктов сгорания в областях контакта с элементами конструкции (предельно допустимая температура эксплуатации материала корпуса камеры составляет 1450°C, наружное охлаждение не предусмотрено).

По результатам расчётно-теоретических исследований конструкция камеры видоизменялась до тех пор, пока не удалось достичь высокой полноты сгорания топлива с наличием вблизи элементов конструкции зон с пониженными температурами (камера КВ-16, рис. 4, 5). О высокой полноте сгорания можно судить по распределению концентрации окислителя (рис. 6) в характерных сечениях камеры (максимальной полноте сгорания соответствует $g_o = 0$, т.к. при заданном массовом соотношении компонентов топлива $k_m = 4$ в камере сгорания реализуется коэффициент избытка окислителя $\alpha = 0,5$).

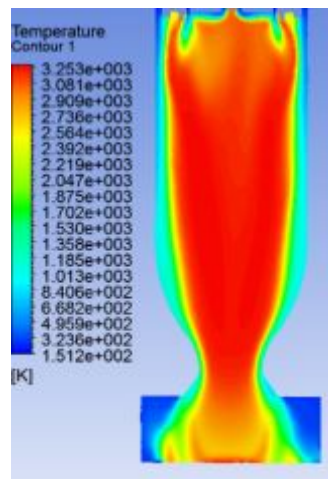


Рис. 4. Распределение температуры в камере КВ-16

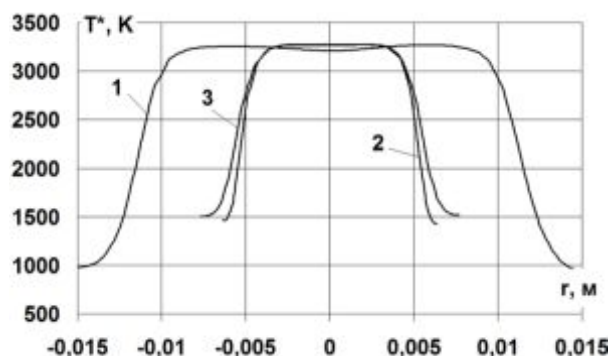


Рис. 5. Распределения температуры торможения вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение сопла, 3 – срез сопла

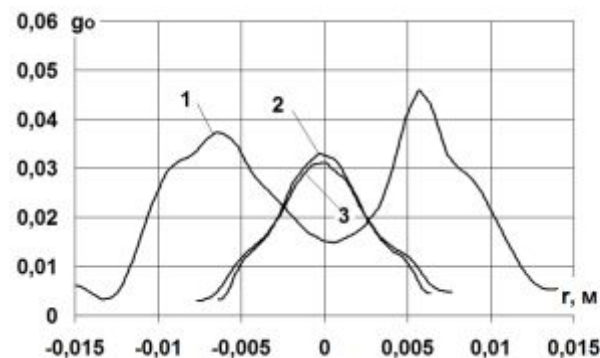


Рис. 6. Распределение массовой доли окислителя в камере КВ-16 вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение сопла, 3 – срез сопла

Распределения параметров в конструкциях КВ-1...КВ-15 представлены в работах [15,16].

О качестве организации рабочего процесса в камере сгорания принято судить по величине расходного комплекса

$$\beta = \frac{P_{кс} F_{min}}{\dot{m}_\Sigma}, \quad (12)$$

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

Из рис. 7 видно, что определение расходного комплекса камеры КВ-16 при экспериментальных исследованиях затруднительно. Поэтому было принято решение проводить экспериментальные исследования с замером тяги.

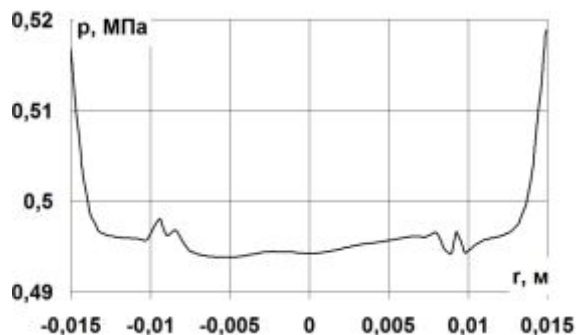


Рис. 7. Распределение статического давления вдоль диаметральной линии вблизи огневого днища камеры

Таблица 1 – Некоторые результаты испытаний

$k_m (\alpha)$	\dot{m}_{Σ} , кг/с	P , Н	P_n , Н	$I_{y.n}$, м/с	$I_{y.n}^m$, м/с	φ	$\varphi/\varphi_{рас}$	P_n^{mod}	$\frac{ P_n - P_n^{mod} }{P_n} \cdot 100, \%$
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

Пустотная тяга определялась как

$$P_n = P + p_h F_a, \quad (13)$$

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

В табл. 1 также представлена пустотная тяга P_n^{mod} , определённая по результатам моделирования как

$$P_n^{mod} = \iint_{F_a} (\rho_a u_{ax}^2 + p_a) dF, \quad (14)$$

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 расчётных и экспериментальных данных. Для наглядности

Изготовленная камера КВ-16 прошла огневые испытания [17], 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, $\varphi_{рас}$ – коэффициент потерь из-за рассеяния.

сравнение расчётных и экспериментальных данных представлено также на рис. 8.

Судя по значениям φ (табл. 1) в камере КВ-16 реализуется не очень высокое качество организации рабочего процесса. Однако, если принять во внимание, что полуугол раскрытия сопла составляет 26° (в конструкции применён корпус камеры РДМТ 11Д428А-16, демонтированный с двигателя после контрольно-выборочных испытаний; для испытаний в земных условиях сверхзвуковая часть сопла была обрезана), и потери удельного импульса на рассеяние, определённые согласно [8], составляют $\varphi_{рас} = 0,948$, то, судя по отношению $\varphi/\varphi_{рас}$, можно сделать заключение о высоком качестве организации внутрикамерных процессов.

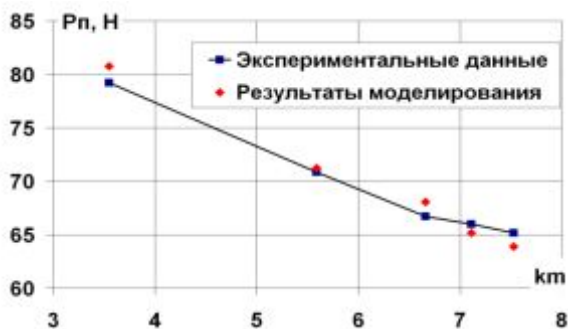


Рис. 8. Сравнение расчётных и экспериментальных данных

С целью более детального анализа были проведены расчёты камеры КВ-16 с коническим соплом, имеющим угол раскрытия 10° при тех же диаметрах мини-

мального сечения и среза сопла для режима с $k_m = 3,55$.

На рис. 9-11 представлены результаты расчёта. Как видно, эффективность фактического сопла гораздо ниже конического. При этом тяга, определённая для сопла с углом 10° составила $P_n^{mod} = 87,81\text{Н}$, что соответствует удельному импульсу $I_{у.п}^{mod} = 3278$ м/с и коэффициенту удельного импульса 0,94. Судя по последнему значению можно заключить о достижении предельных для класса РДМТ энергетических характеристик.

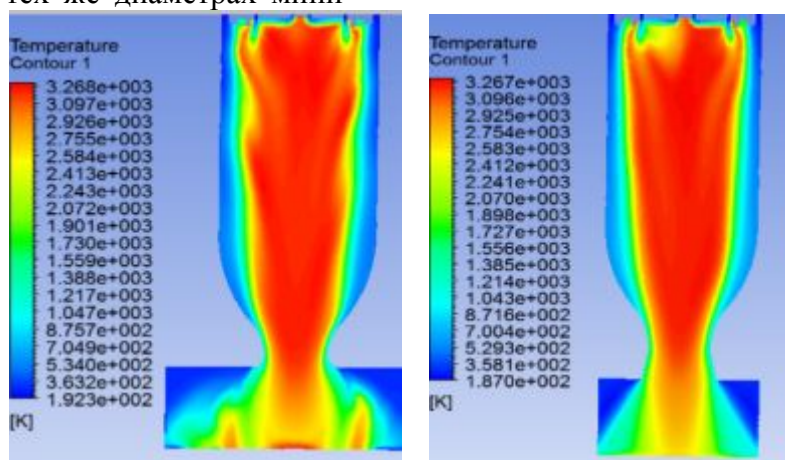


Рис. 9. Поля температур в камере КВ-16 с фактическим (слева) и коническим (справа) соплом при $k_m = 3,55$

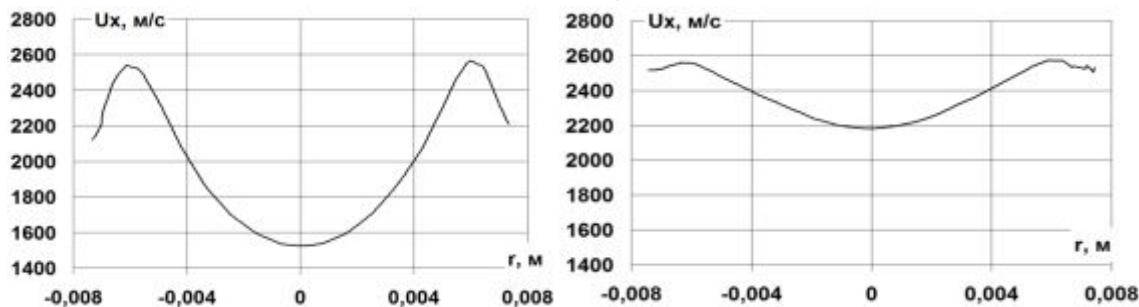


Рис. 10. Распределение осевой составляющей скорости на срезе сопла камеры КВ-16 вдоль диаметральной линии. Слева – фактическое сопло, справа – коническое сопло, $k_m = 3,55$

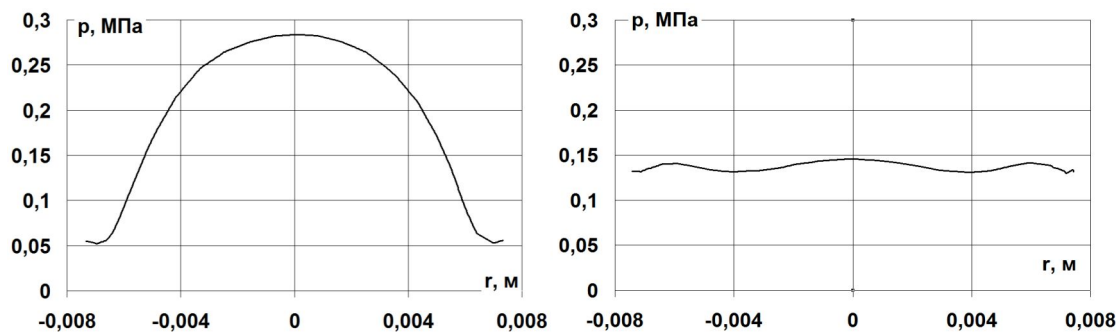


Рис. 11. Распределение статического давления на срезе сопла камеры КВ-16 вдоль диаметральной линии. Слева – фактическое сопло, справа – коническое сопло, $k_m = 3,55$

Подводя итоги выполненной работы можно сделать следующие выводы.

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

2. Проведённые экспериментальные исследования подтвердили высокие энер-

гетические характеристики созданного РДМТ.

3. Получена хорошая сходимость экспериментальных данных с результатами моделирования.

4. Продемонстрирована возможность замены натуральных испытаний численным экспериментом в процессе создания РДМТ на газообразных компонентах топлива.

Библиографический список

1. Кутуев Р.Х., Лебедев И.Н., Салич В.Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях // Вестник СГАУ. 2009. № 3(19), ч. 3. С. 101-109.

2. Лебединский В.Е., Калмыков Г.П., Мосолов С.В. и др. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М.: Машиностроение, 2008. 512 с.

3. Аксенов А.А., Похилко В.И., Тишин А.П. Исследование двухступенчатого сжигания метана // Труды 2-й национальной конференции по теплообмену (РНКТ-2). Т. 3. М.: МЭИ, 1998. С. 161-164.

4. Новиков А.В., Ягодников Д.А., Буркальцев В.А., Лапицкий В.И. Математическая модель и расчёт 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.

5. 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(27), ч. 1. С.123-130.

6. Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкостей. М.: Энергоатомиздат, 1974. 154 с.

7. Ваулин С.Д., Салич В.Л. Методика проектирования высокоэффективных ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник Южно-Уральского государственного универси-

тета. Серия: Машиностроение. 2012. № 12(271). С. 43-50.

8. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учебник для ВТУЗов / под ред. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.

9. Лапин Ю.В., Стрелец М.Х. Внутренние течения газовых смесей. М.: Наука, 1989. 368 с.

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

11. Корепанов М.А. Программа «Термодинамика» // Каталог инновационных разработок Ижевского государственного технического университета. Ижевск: ИжГТУ, 2001. 95 с.

12. Юн А.А., Крылов А.И. Расчёт и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе FASTEST-3D. М.: МАИ, 2007. 116 с.

13. Пирумов У.Г. Росляков Г.С. Газовая динамика сопел. М.: Наука, 1990. 368 с.

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

15. Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектирования // Сб. трудов международной научной конференции «Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ-2014)». Челябинск: ЮУрГУ, 2014. С. 309-318.

16. Салич В.Л. Численное моделирование смесеобразования и горения в камере кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100 Н в процессе проектиро-

вания // CAD/CAM/CAE Observer. 2014. Вып. № 3(87). С. 82-88.

17. Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию кислородно-водородного ракетного двигателя тягой

100Н // Наука и технологии. Материалы XXXIV Всероссийской конференции, посвящённой 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева. Том 2. М.: РАН, 2014. С. 45-52.

Информация об авторах

Ваулин Сергей Дмитриевич, доктор технических наук, профессор, проректор по научной работе, заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов, Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск. E-mail: s.d.vaulin@susu.ac.ru Область научных интересов: исследование теплофизических процессов в ракетных двигателях и энергетических установках.

Салич Василий Леонидович, кандидат технических наук, докторант кафедры двигателей летательных аппаратов, Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск. E-mail: salich_vas@mail.ru. Область научных интересов: исследование теплофизических процессов в ракетных двигателях и энергетических установках.

MODELING OF INTRACHAMBER PROCESSES IN AN OXYGEN-HYDROGEN THRUSTER

© 2014 S.D. Vaulin, V.L. Salich

South Ural State University, Chelyabinsk, Russian Federation

The result of this work was the creation of the chamber thruster on the perspective oxygen-hydrogen fuel. In the process of designing the used ANSYS CFX system, which was implemented mathematical model of homogeneous multicomponent working body with the mixing and combustion. The calculations were performed on a supercomputer "Tornado" in South Ural State University. The simulation results of the first version of the chamber revealed a non-functional due to the high temperatures in the area of structural elements (external cooling was not provided), and therefore it was decided not to make this chamber. In the process of further computational studies chamber design being modified as long as it was not possible to achieve high combustion efficiency with the presence of structural elements near the zones with temperatures not exceeding the maximum allowed operating temperature of the material. Chamber manufacturer has passed fire tests, which confirmed its performance during long inclusions and showed acceptable power characteristics. It was also a satisfactory agreement between the experimental data with simulation results. Thus, the use of numerical modeling would eliminate the traditional to create new chambers long and costly phase of the comparative tests.

Thruster, oxygen, hydrogen combustion chamber, mixing, numerical simulation.

References

1. Kutuev R.H., Lebedev I.N., Salich V.L. Development of advanced low thrust rocket engines with ecologically friendly propellants // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2009. No. 3(19), part 3. P. 101-109. (In Russ.)

2. Lebedinsky V.E., Kalmikov G.P., Mosolov S.V. et al. Rabochie processy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ih modelirovanie [Workflows in liquid rocket engines and their modeling]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 512 p.

3. Aksenov A.A., Pokhilko V.I. Tishin A.P. Issledovanie dvuhstupenchatogo szhiganija metana // Trudy 2-y natsional'noy konferentsii po teploobmenu (RNKT-2). V. 3. Moscow: MPEI Publ., 1998. P. 161-164. (In Russ.)

4. Novikov A.V., Yagodnikov D.A., Burcalcev V.A., Lapitsky V.I. 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 // Herald of

the Bauman Moscow State Technical University. Mechanical Engineering. 2004. P. 8-17. (In Russ.)

5. Piralishvili S.A., Guryanov A.I., Badernikov A.V. Numerical study of gasdynamic characteristics counterflow burner with use of anisotropic models of turbulence // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2011. No. 3(27), part 1. P. 123-130. (In Russ.)

6. Patankar S. Chislennye metody resheniya zadach teploobmena i dinamiki zhidkostej [Numerical methods for solving problems of heat transfer and fluid dynamics]. Moscow: Energoatomizdat Publ., 1974. 154 p.

7. Vaulin S.D., Salich V.L. The highly effective low thrust rocket engines designing methods, based on numerical simulation of interchamber processes // Bulletin of South Ural State University. Series Mechanical Engineering Industry. 2012. No. 12(271). P. 43-50. (In Russ.)

8. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigatelej: uchebnyk dlja VTUZov [The theory of rocket engines: Textbook for technical colleges / ed. by V.P. Glushko]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 464 p.

9. Lapin Y.V., Strelets M.H. Vnutrennie techenija gazovykh smesey [Internal flows of gas mixtures]. Moscow: Nauka Publ., 1989. 368 p.

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

11. Korepanov M.A. The "Thermodynamics" // Catalog of innovation Izhevsk State Technical University. 2001. 95 p. (In Russ.)

12. Yun A.A., Krylov A.I. Raschet i modelirovanie turbulentnykh techeniy s

teploobmenom, smesheniem, khimicheskimi reaktsiyami i dvukhfaznykh techeniy v programmnom komplekse FASTEST-3D [Calculation and modeling of turbulent flows with the heat transfer, mixing, chemical reactions and two-phase flows in the program complex FASTEST-3D]. Moscow: MAI Publ., 2007. 116 p.

13. Pirumov U.G., Roslyakov G.S. Gazovaya dinamika sopol [The nozzles gas dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 368 p.

14. Salich V.L., Shmakov A.A., Vaulin S.D. Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi: uchebnoe posobie [Liquid-propellant thrusters. Textbook]. Chelyabinsk: South Ural State University Publ., 2006. 52 p.

15. Salich V.L. Chislennoe modelirovanie smeseobrazovaniya i gorenija v kamere kislorodno-vodorodnogo raketnogo dvigatelja tjagoj 100 N v processe proektirovaniya // Cb. trudov mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Parallel'nye vychislitel'nye tekhnologii (PaVT-2014)». Chelyabinsk: South Ural State University Publ., 2014. P. 309-318. (In Russ.)

16. Salich V.L. 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, 2014. No. 3 (87). P.82-88. (In Russ.)

17. Salich V.L. Jeksperimental'nye issledovaniya po sozdaniju kislorodno-vodorodnogo raketnogo dvigatelja tjagoj 100N // Nauka i tekhnologii. Materialy XXXIV Vserossiyskoy konferentsii, posvyashchennoy 90-letiyu so dnya rozhdeniya akademika V.P. Makeeva. V. 2. Moscow: RAN Publ., 2014. P. 45-52 (In Russ.)

About the authors

Vaulin Sergey Dmitrievich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Vice-Rector of Scientific work, Head of the aircraft engine department, South Ural State University, Chelyabinsk. E-mail: s.d.vaulin@susu.ac.ru. Area of Research: thermalphysic processes of rocket engines and powerplants.

Salich Vasily Leonidovich, Candidate of Science (Engineering), doctoral candidate of the aircraft engine department, South Ural State University, Chelyabinsk. E-mail: salich_vas@mail.ru. Area of Research: the thermalphysic processes of rocket engines and powerplants.