

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КАМЕРЫ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 100 Н НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ

В. Л. Салич

salich_vas@mail.ru

ФГБОУ ВПО «Южно-Уральский государственный университет» (ЮУрГУ)

Поступила в редакцию 28 мая 2014 г.

Аннотация. Применение ANSYS CFX в процессе проектирования камеры ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) на перспективном кислородно-водородном топливе позволило с помощью численного моделирования получить высокоэффективную конструкцию, исключив длительный и дорогостоящий этап экспериментальной отработки. Камера была изготовлена, проведены огневые испытания, в результате которых экспериментально получены предельно достижимые для класса РДМТ энергетические характеристики.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги; камера сгорания; смесеобразование; моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Камеры сгорания ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), используемых в качестве исполнительных органов реактивных систем управления космических аппаратов, являются одними из наиболее сложных с точки зрения разработки и изучения технических систем. 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 числом смесительных элементов и малыми размерами конструкции.

Появление большого числа схем организации рабочего процесса, реализованных в различных конструкциях ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) [1] связано в основном с отсутствием в настоящее время надежных методов расчета процессов смесеобразования и преобразования топлива в камерах сгорания. По этой причине требуется проведение дорогостоящей экспериментальной отработки, число натурных экземпляров при которой может со-

ставлять несколько десятков, в то время как в современных условиях жесткой конкуренции, наряду с повышенными требованиями к техническим параметрам предъявляются особые требования к минимизации сроков и затрат на создание новой 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 расчетного анализа, тем больше надежды на успешное функционирование разрабатываемого двигателя в будущем [2]. Поэтому необходимо создание 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 гидродинамики 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 дает подробную и полную информацию. С его помощью можно найти

значения всех имеющихся переменных во всей области решения. В отличие от эксперимента для расчета 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. Потому даже если проводится экспериментальное 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 исследовалась возможность создания камеры РДМТ тягой 100Н на перспективном топливе $O_2^{газ} + H_2^{газ}$. По результатам численного моделирования рабочего процесса различных вариантов камеры в среде ANSYS CFX на суперкомпьютере «Торнадо» Южно-Уральского государственного университета была определена высокоэффективная конструкция, прошедшая затем успешные натурные испытания.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Рабочий процесс камеры РДМТ на газообразных компонентах топлива представляет собой трехмерное 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 [7].

Осредненная по Фавру система уравнений, описывающая рабочий процесс в камере РДМТ на газообразном топливе (течение многокомпонентного гомогенного рабочего тела с учетом изменения состава и температуры в процессе горения), имеет следующий вид [8, 9]:

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

$$\frac{\partial(\rho u_k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_k) = \frac{\partial p}{\partial x_k} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{jk} - \overline{\rho u_j' u_k'}), \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho g_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j g_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_j}(J_{ij} + \overline{\rho u_j' g_i'}) + S_i, \quad (3)$$

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

где p , ρ – осредненные по времени давление и плотность, q_j – осредненный по времени поток энергии в направлении оси j , J_{ij} – осредненный по времени поток массы i -й компоненты смеси в направлении оси j , u_j – проекция средневзвешенной скорости на соответствующую декартову ось, g_i – средневзвешенное значение массовой доли i -й компоненты смеси, H – средневзвешенное значение полной энтальпии смеси, h_i – энтальпия i -й компоненты, S_i – массовая скорость образования i -й компоненты, u_j' – пульсационная составляющая проекции скорости на ось j , $-\overline{u_j' u_k'}$ – Рейнольдсовы напряжения, τ_{jk} – тензор вязких напряжений, определяемый как [8]:

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

где μ – коэффициент динамической вязкости смеси,

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

Поток массы i -й компоненты в направлении оси j [8]:

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

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 компонент смеси, λ – коэффициент теплопроводности.

Энтальпия i -й компоненты:

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

где c_{p_i} – удельная теплоемкость i -й компоненты при постоянном давлении, h_i^0 – теплота образо-

вания i -й компоненты при стандартных условиях.

Для определения слагаемых $-\overline{u_j' u_k'}$, $\overline{u_j' c_i'}$, $\overline{u_j' h_i'}$ использована модель рейнольдсовых напряжений RSM BSL [9].

Массовая скорость образования (расходования) i -й компоненты 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.

В настоящей работе принято допущение о том, что рабочее тело является смесью трех «веществ»: «Окислитель», «Горючее», «Продукты сгорания при стехиометрическом соотношении», горение моделируется одностадийной необратимой брутто-реакцией:

$$\begin{aligned} 1 \text{ кг «Горючее»} + k_0 \text{ кг «Окислитель»} &= \\ &= (1+k_0) \text{ кг «Продукты сгорания при стехиометрическом соотношении»}, \end{aligned} \quad (11)$$

где k_0 – массовое стехиометрическое соотношение компонентов топлива.

Модель брутто-реакции является удобной, так как теоретическая оценка суммарной скорости процесса затруднена вследствие недостатка точных значений кинетического механизма и констант скорости отдельных реакций. Для учета влияния на процессы 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 предварительно осуществляется серия термодинамических расчетов равновесного состава веществ «горючее», «окислитель», «продукты сгорания» при различных давлениях и температурах. Поскольку в объемах камеры реализуются сравнительно низкие давления ($\sim 0,5$ МПа в камере сгорания, ~ 1 МПа в топливных коллекторах), то принято допущение о том, что рабо-

чее тело подчиняется уравнению состояния идеального газа.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Представленная математическая модель реализована в пакете ANSYS CFX. Расчетные области вариантов камеры (рис. 1) 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.

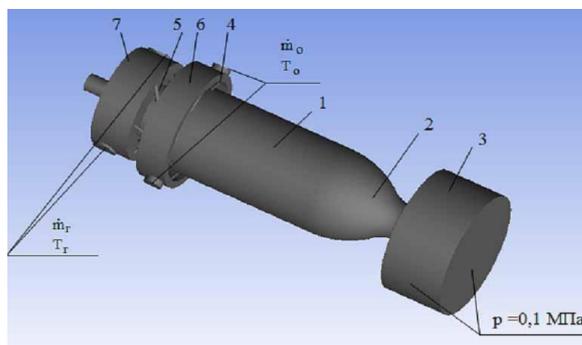


Рис. 1. Расчетная область варианта камеры. 1 – цилиндрическая часть камеры сгорания, 2 – сопло, 3 – область выходного граничного условия, 4 – форсунка горючего, 5 – форсунка окислителя, 6 – коллектор горючего, 7 – коллектор окислителя

В качестве граничных условий на входе в соответствующие топливные коллекторы задавались массовый расход окислителя (кислорода) \dot{m}_o , массовый расход горючего (водорода) \dot{m}_r , температуры окислителя и горючего T_o, T_r ; параметры турбулентности на входе вычислялись ANSYS CFX и соответствовали 5% интенсивности турбулентных пульсаций. На выходе из расчетной области (боковая и торцевые поверхности цилиндра 3) задавалось абсолютное давление 0,1 МПа, близкое к атмосферному. Введение в расчетную модель цилиндрической области 3 выполнено для исключения влияния граничных условий на результаты расчета параметров на срезе сопла. На стенке задавалось условие отсутствия теплообмена. Пренебрежение теплообменом может быть оправдано тем, что модель используется для расчетно-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 счет перетечек по конструкции идет в запас работоспособности).

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

Расчет выполнялся в стационарной постановке на суперкомпьютере «Торнадо» Южно-Уральского государственного университета с распараллеливанием на 31 ядро. За критерий установления было принято равенство суммаркамеры. Использовалась тетраэдрическая расчетная сетка (~ 3 млн ячеек). Расчет каждого варианта камеры длился ~ 1,5 ч.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Результаты моделирования рабочего процесса в исходной конструкции камеры КВ-1 выявили ее 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 расчетно-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. 2).

В качестве примера на рис. 3–11 представлены распределения параметров рабочего процесса вариантов камер КВ-1, КВ-4, КВ-16 при массовом соотношении компонентов топлива $k = \dot{m}_o / \dot{m}_r = 4$. Обозначения КВ-16Б и КВ-16Ф соответствуют конструкции камеры КВ-16 при различном распределении горючего между ядром и периферией, настраиваемым жиклером (рис. 2).

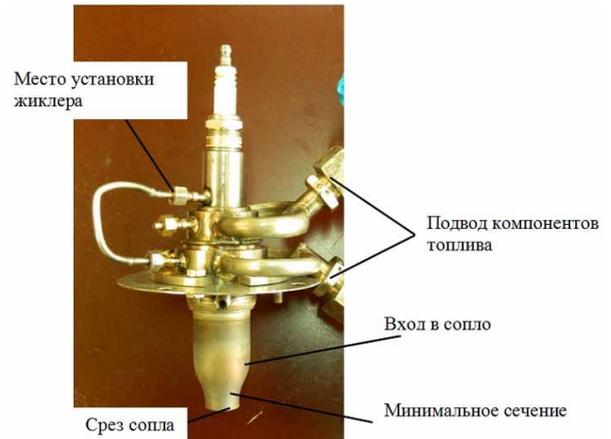


Рис. 2. Камера КВ-16

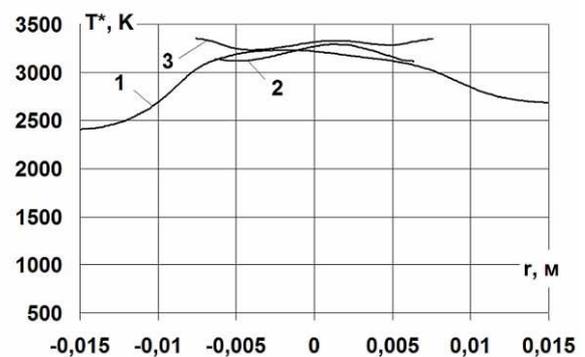


Рис. 3. Распределение температуры торможения рабочего тела в камере КВ-1 вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

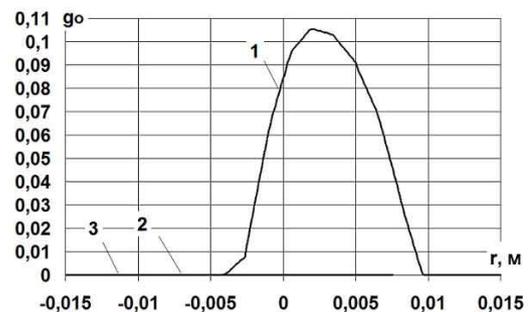


Рис. 4. Распределение массовой доли окислителя в камере КВ-1 вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

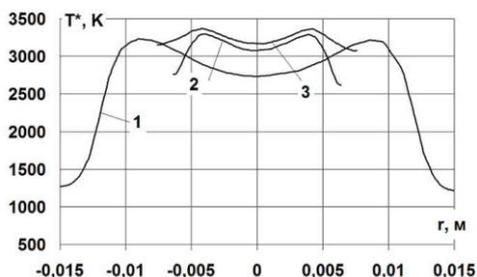


Рис. 5. Распределение температуры торможения рабочего тела в камере КВ-4 вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

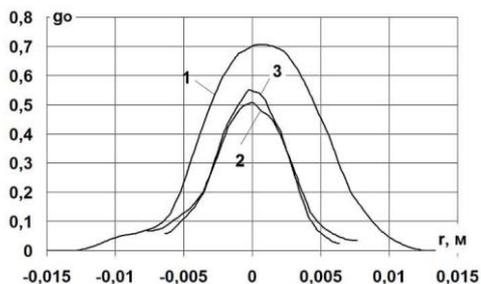


Рис. 8. Распределение массовой доли окислителя в камере КВ-16Б вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

Из распределения температур (рис. 3, 5, 7, 9) видно, что единственной работоспособной конструкцией является вариант КВ-16Ф. В других конструкциях вблизи стенки реализуются значения температур, значительно превышающие предельно допустимую температуру эксплуатации материала 1450°C (1723 K). Кроме того, судя по распределению концентрации окислителя (рис. 10) в характерных сечениях (максимальной полноте сгорания соответствуют значения $g_o = 0$, т. к. при заданном соотношении компонентов топлива $k = 4$ реализуется коэффициент избытка окислителя $\alpha = 0,5$), в камере реализуется высокая полнота сгорания.

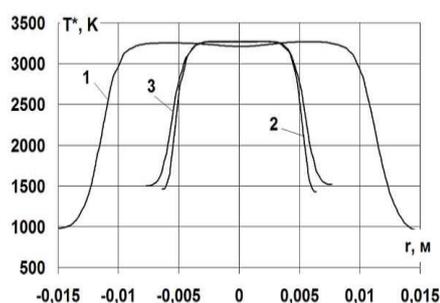


Рис. 9. Распределение температуры торможения рабочего тела в камере КВ-16Ф вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

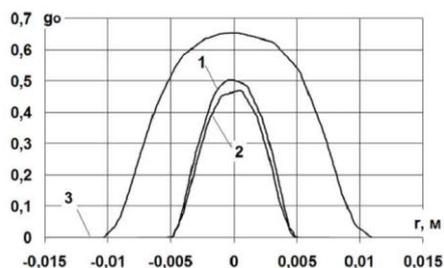


Рис. 6. Распределение массовой доли окислителя в камере КВ-4 вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

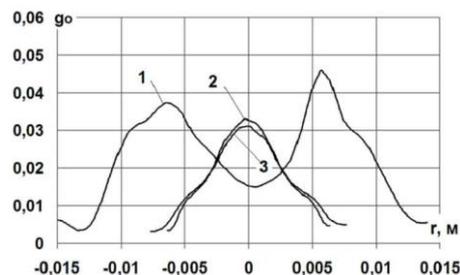


Рис. 10. Распределение массовой доли окислителя в камере КВ-16Ф вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

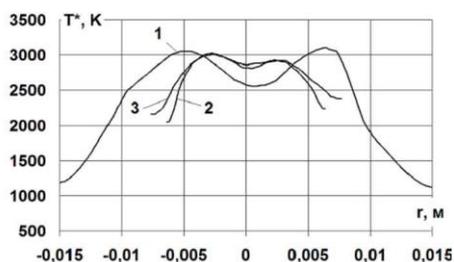


Рис. 7. Распределение температуры торможения рабочего тела в камере КВ-16Б вдоль диаметральных линий: 1 – вход в сопло, 2 – минимальное сечение, 3 – срез сопла

Важнейшей характеристикой камеры ракетного двигателя является пустотный удельный импульс тяги:

$$I_{y0.n} = \frac{P_n}{\dot{m}_o + \dot{m}_z}, \quad (12)$$

где P_n – тяга камеры в пустоте.

Поскольку заданная геометрическая степень расширения сопла (1,47) и полученные значения давления в камере сгорания ($\sim 0,5\text{ МПа}$) гаран-

тируют безотрывное течение на срезе сопла в наземных условиях, то пустотную тягу можно определить как [7]

$$P = \int_F p dF \cos \theta + \sum_i \dot{m}_i \omega_{xi}, \quad (13)$$

где p – давление, F – площадь внутренней поверхности камеры, θ – угол между нормалью к площадке dF и осью камеры, ω_{xi} – осредненная осевая составляющая скорости компонента топлива, поступающего в камеру через i -ю форсунку, \dot{m}_i – расход компонента топлива через i -ю форсунку. Интеграл в выражении (13) вычисляется средствами ANSYS CFX

Пустотный удельный импульс связан с параметрами рабочего процесса следующим образом:

$$I_{y0} = \bar{u}_x + \frac{\bar{p}_c \bar{v}_c}{\bar{u}_x}, \quad (14)$$

где \bar{u}_x , \bar{p}_c , \bar{v}_c – соответственно средние значения осевой составляющей скорости, удельного объема и давления рабочего тела на срезе сопла.

Из рис. 11 видно, что «платой» за снижение температуры рабочего тела вблизи элементов конструкции (КВ-16Ф) является снижение скорости u_x по сравнению с вариантом КВ-1. Схемы подачи топлива в остальных вариантах обеспечивают худшие энергетические характеристики при недопустимых значениях температур вблизи элементов конструкции.

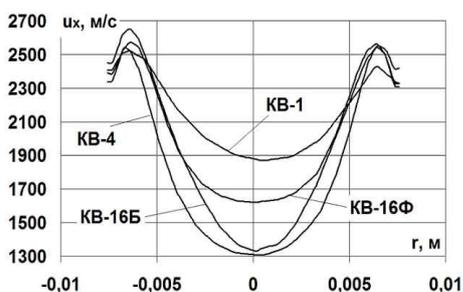


Рис. 11. Распределение осевой скорости рабочего тела на срезе сопла вдоль диаметральных линий

Определенный по результатам моделирования коэффициент удельного импульса (отношение реального удельного импульса камеры к идеальному, полученному в результате термодинамического расчета равновесного состава продуктов сгорания) составил 0,96, что для класса РДМТ является предельно высоким значением.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Изготовленная камера КВ-16 прошла огневые испытания (рис. 12), которые подтвердили ее работоспособность при длительных включениях. Коэффициент удельного импульса при различном соотношении компонентов топлива составил 0,91...0,97, что показывает достижение предельных для РДМТ энергетических характеристик (пустотная тяга определялась как $P_n = P + p_h F_a$, где P – значение тяги, измеренной в наземных условиях, p_h – атмосферное давление, F_a – фактическая площадь среза сопла).

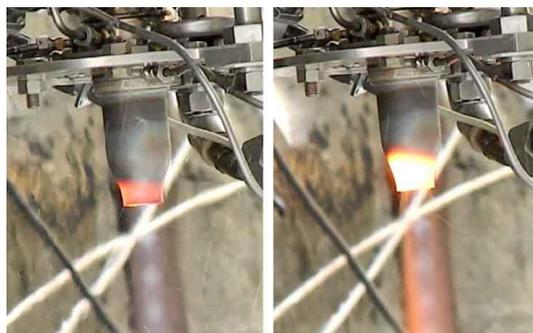


Рис. 12. Огневые испытания камеры при различном соотношении компонентов топлива

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Применение численного моделирования позволило создать «с листа» высокоэффективную конструкцию камеры кислородно-водородного РДМТ.
2. Проведенные экспериментальные исследования подтвердили предельно достижимые для класса РДМТ энергетические характеристики.
3. Продемонстрирована возможность замены натуральных испытаний численным экспериментом в процессе создания РДМТ на газообразных компонентах топлива.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кутуев Р. Х., Лебедев И. Н., Салич В. Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С. П. Королева. 2009. № 3 (19), ч. 3. С. 101–108. [Р. Н. Kutuev, I. N. Lebedev, V. L. Salich, "Development of advanced low thrust rocket engines with ecologically friendly propellants," (in Russian), *Vestnik SGAU*, № 3 (19), part 3, pp. 101-108, 2009].
2. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / В.Е. Лебединский и др.; под ред. акад. РАН А. С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008. 512 с. [V. E. Lebedinsky, et al. *Workflows in liquid rocket en-*

gines and their modeling, Ed. academician A. Koroteev, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 2008].

3. **Аксенов А. А., Похилко В. И., Тишин А. П.** Исследование двухступенчатого сжигания метана // Труды 2-й национальной конференции по теплообмену РНКТ'98 (Москва, 18–27 окт. 1998). Т. 3. С. 161–164. [A. A. Aksenov, V. I. Pokhilko, A. P. Tishin, "Investigation of the two-stage combustion of methane," (in Russian), in *Proc. 2nd National Conf. on Heat Transfer RNKT '98*, Moscow, October 18-27, vol. 3, pp. 161-164, 1998.].

4. **Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан-кислород / А.В. Новиков и др. // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2004. С. 8–17. [A. V. Novikov, *at al.*, "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," (in Russian), *Vestnik MG TU. Mashinostroenie*, pp. 8-17, 2004.].**

5. **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 (27). С. 123–130. [S. A. Piralishvili, A. I. Guryanov, A. V. Badernikov, "Numerical study of integral gas dynamic characteristics of counterflow burner module using anisotropic turbulence models," (in Russian), *Vestnik SGAU*, no. 3 (27), pp. 123-130, 2011.]

6. **Патанкар С.** Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкостей / Пер. с англ. М.: Энергоатомиздат, 1984. 154 с. [S. Patankar, *Numerical methods for solving problems of heat transfer and fluid dynamics*, (Translated from English). Moscow: Energoatomizdat, 1984.]

7. **Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.** Теория ракетных двигателей: учебник для вузов / Под ред. В. П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989. 464 с. [V. E. Alemasov, A. F. Dregalin, A. P. Tishin, *The theory of rocket engines*: Textbook for technical colleges, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1989.]

8. **Лاپин Ю. В., Стрелец М. Х.** Внутренние течения газовых смесей. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат.-лит., 1989. 368 с. [Y. V. Lapin, M. H. Strelets, *Internal flows of gas mixtures*. Moscow: Nauka, 1989.]

9. **ANSYS CFX-Solver**, Release 10.0: Theory. ANSYS Europe Ltd, 2005.

ОБ АВТОРЕ

САЛИЧ Василий Леонидович, д-рант каф. двигателей ЛА. Дипл. инж. по ракетн. двигателям (ЮУрГУ, 2004). Канд. техн. наук по проект., конст. и произв. ЛА (ЮУрГУ, 2007). Иссл. в обл. моделирования и проектирования камер ракетных двигателей и энергетических установок.

METADATA

Title: The oxygen-hydrogen chamber for a thruster (100 N) designing by numerical simulation of mixing and combustion processes.

Author: V. L. Salich.

Affiliation: South Ural State University (SUSU), Russia.

Email: salich_vas@mail.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 4 (65), pp. 20-26, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The ANSYS CFX application by the designing chamber thruster on perspective hydrogen-oxygen fuel enabled through the numerical simulation defined high-effective chamber design. In this case was excluded lengthy and expensive stage experimental testing of different design options. The chamber was made, and implemented fire tests, which resulted the maximum attainable for thrusters chambers energy characteristics.

Key words: thruster; oxygen; combustion chamber; mixing; numerical simulation.

About author:

SALICH, Vasily Leonidovich, The candidate of engineering science, doctoral candidate on the Chair of Engine for flying vehicle, South Ural.