

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ

С.Д. Ваулин, В.Л. Салич

THE HIGHLY EFFECTIVE LOW THRUST ROCKET ENGINES DESIGNING METHODS, BASED ON NUMERICAL SIMULATION OF INTRACHAMBER PROCESSES

S.D. Vaulin, V.L. Salich

Представлены математические модели, позволяющие определять выходные характеристики и параметры рабочего процесса ракетных двигателей малой тяги на компонентах топлива «газ + газ», «газ + жидкость». Предложена методика проектирования ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов.

Ключевые слова: ракетные двигатели малой тяги, численное моделирование, проектирование.

The mathematical models for defining of the output characteristics and working processes parameters of the low thrust rocket engines on the components of the fuel “gas + gas”, “gas + liquid” are presented. Proposed a based on numerical simulation intrachamber processes methods of designing of the low thrust rocket engines.

Keywords: low thrust rocket engines, numerical simulation, designing.

Эффективность использования ракетных комплексов для решения поставленных задач во многом определяется точностью выведения полезной нагрузки ракетой-носителем, а также точностью ориентации и стабилизации космических летательных аппаратов (КЛА).

Для достижения высоких показателей точности КЛА и разгонные блоки (РБ) верхних ступеней ракеты-носителя снабжаются реактивными системами управления, исполнительными устройствами в которых являются ракетные двигатели малой тяги (РДМТ), создающие необходимые управляющие усилия. Наибольшее распространение получили двухкомпонентные жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ), благодаря их высоким удельному импульсу, быстродействию и показателям надежности.

Назначение ЖРДМТ и условия эксплуатации определяют особенности организации рабочего процесса в камере ЖРДМТ, в том числе:

- малый расход топлива;
- малое число форсуночных элементов;
- трудность обеспечения равномерного распределения сравнительно небольшого количества топлива по сечению камеры;
- низкое давление в камере сгорания, особенно в момент запуска;
- отсутствие регенеративного охлаждения;
- работу в непрерывном (длительностью $\sim 10^3$ с) и импульсном (длительностью ~ 20 мс и с частотой 15–25 Гц) режимах;
- большой ресурс включений (до 10^6 включений).

Разработкой и созданием ЖРДМТ занято значительное число научно-исследовательских и конструкторских организаций как в России, так и за рубежом.

Расчет и конструирование

В настоящее время в отечественной и зарубежной ракетно-космической технике широкое распространение получили топливные композиции, горючими в которых являются производные гидразина (несимметричный диметилгидразин (НДМГ), монометилгидразин (ММГ)), окислителем – азотный тетраоксид (АТ). Данные компоненты топлива образуют самовоспламеняющиеся топливные композиции и, кроме того, являются высококипящими жидкостями. Эти свойства рассматриваются как важнейшие, поскольку обеспечивают минимальное время выхода на установившийся режим и длительное пребывание двигательной установки в состоянии готовности к запуску РДМТ.

Однако применяемые высокотоксичные топлива оказывают негативное влияние на состояние атмосферы Земли. Кроме того, продукты неполного сгорания на переходных режимах работы ЖРДМТ могут создать неблагоприятную контаминационную и токсикологическую обстановку на КЛА, а также усложняют работу экипажей в открытом космическом пространстве. Поэтому актуальным становится использование топлив, обладающих, по сравнению с топливными композициями АТ + НДМГ и АТ + ММГ, экологической чистотой и повышенными энергетическими параметрами.

В известных в настоящее время экологически чистых топливных композициях (кислород + керосин, кислород + этиловый спирт, кислород + метан, кислород + водород) один или оба компонента являются криогенными жидкостями. Это осложняет процесс длительного хранения топлива на борту КЛА и затрудняет возможность получения высоких динамических характеристик при подаче жидкого криогенного компонента на вход в двигатель. Следовательно, система подачи должна обеспечивать газификацию криогенного компонента перед входом в РДМТ, поскольку хранение компонентов топлива на борту в газовой фазе нецелесообразно как с точки зрения обеспечения приемлемых массогабаритных характеристик аппарата, так и с точки зрения безопасности из-за высоких давлений в топливных баках. Другой важной особенностью экологически чистых компонентов является их несамовоспламеняемость, поэтому при создании РДМТ на таких компонентах необходимо дополнительно решать вопросы воспламенения топливной смеси, стабилизации горения, охлаждения конструкции агрегата зажигания и ряд других. Проблемы эти обостряются с уменьшением размерности двигателя, когда функции смесеобразования, воспламенения и охлаждения выполняются ограниченным числом (в пределах одним) смесительных элементов. В настоящее время существует единственный ЖРДМТ 17Д16 тягой ~200 Н (разработка НИИМаш), созданный для объединенной двигательной установки многоорбитального орбитального корабля «Буря» и прошедший полный цикл отработки. При его создании пришлось решать совершенно новые проблемы по смесеобразованию, взрывобезопасности, стабильному воспламенению и обеспечению длительного ресурса работы [1–2].

Важнейшим параметром РДМТ является удельный импульс, поскольку увеличение удельного импульса снижает расход топлива, требуемый на создание заданного управляющего усилия. Например, увеличение удельного импульса для двигателя тягой 100 Н с 2500 до 2900 м/с при времени огневой работы 50 000 секунд ведет к снижению 280 килограммов потребной массы топлива или к соответствующему увеличению массы полезной нагрузки. При использовании 12 таких двигателей эффект выигрыша в массе может составлять уже около 3,3 тонны.

Удельный импульс определяется как

$$I_{уд} = \beta \cdot K_{\pi},$$

где β – расходный комплекс камеры РДМТ; K_{π} – коэффициент тяги камеры, определяемый степенью расширения сопла.

Расходный комплекс определяется как

$$\beta = \varphi_{\beta} \cdot \beta_{т},$$

где $\beta_{т}$ – теоретический расходный комплекс, зависящий от конкретного вида топлива; φ_{β} – коэффициент расходного комплекса, показывающий полноту преобразования компонентов топлива в камере двигателя в продукты сгорания. Следовательно, достижение высоких значений φ_{β} ($\varphi_{\beta} \rightarrow 1$) является важнейшей задачей, которая осложняется необходимостью обеспечения допустимого температурного режима элементов конструкции за счет внутреннего охлаждения.

Обеспечение высококачественного смесеобразования в камерах РДМТ при характерных для них ограниченном числе смесительных элементов и малых размерах конструкции является одной

из основных проблем при их проектировании. Для успешного решения такой задачи наиболее важным является выбор схемы подачи, формирующей взаимное течение, перемешивание и взаимодействие компонентов топлива в камере.

Появление большого числа схем организации рабочего процесса в ЖРДМТ 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 составлять несколько десятков, в то время как в современных условиях жесткой 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 ЖРДМТ начинается с технических предложений. От того, сколь успешно будет выполнена эта часть работы, во многом зависит судьба проекта. Чем шире физические представления о процессах в отдельных узлах и агрегатах двигателя, чем достовернее методики их расчетного анализа, тем больше надежды на успешное функционирование разрабатываемого двигателя в будущем. Поэтому необходимо создание теоретической и методической базы, позволяющей на ранних стадиях проектирования РДМТ находить конструкторские решения, обеспечивающие получение с достаточной степенью достоверности высоких энергетических характеристик двигателей при помощи расчетно-теоретических исследований.

Современное развитие вычислительной гидрогазодинамики позволяет успешно применять численное моделирование при отработке камер жидкостных ракетных двигателей, газотурбинных двигателей, промышленных горелок и других энергетических установок. 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. Кроме того, визуальное представление происходящих в камере процессов позволяет оперативно выявить недостатки конструкции и разрабатывать пути их устранения при дальнейшем проектировании. Поэтому была поставлена задача создания методики проектирования РДМТ на основе численного моделирования внутрикамерных процессов.

При разработке математической модели, описывающей внутрикамерные процессы, были приняты следующие допущения:

1. Рабочее тело представляет собой сплошную неоднородную многокомпонентную газовую среду, содержащую капли распыленного жидкого горючего.
2. Горение осуществляется в газовой фазе.
3. Температура испаряющейся капли одинакова во всем объеме капли.
4. Газовая среда включает в себя три вещества: «горючее» (в газовой фазе), «окислитель», «продукты сгорания». Все химические реакции сведены к одной необратимой брутто-реакции, описывающей стехиометрическое взаимодействие веществ «окислитель» и «горючее» с появлением вещества «продукты сгорания».
5. Газовая смесь находится в локальном термодинамическом равновесии.

Комментируя данные допущения, можно отметить, что модель горения капель жидкого горючего в газообразной окислительной среде, в которой выделяются стадии прогрева капель, испарения и горения паров, широко применяется для подобных задач и дает удовлетворительные результаты [3–4]. Модель брутто-реакции является удобной, так как для сложной химической реакции 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.

Расчет и конструирование

Применяя для описания процессов в камере сгорания РДМТ на двухфазных компонентах топлива дискретно-траекторный метод Эйлера – Лагранжа [5] и основываясь на существующем заделе в области моделирования процессов в камерах сгорания тепловых машин [3–6], получим систему уравнений сохранения, соответствующую принятым допущениям:

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho)}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha \rho \mathbf{v}) = \Omega; \quad (1)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho g_j)}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha \rho \mathbf{v} g_j) = \nabla \mathbf{J}_j - S_j; \quad (2)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v} - \Pi)) = \Psi_v; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(r_\alpha \rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (r_\alpha (\rho \mathbf{v} E - \Pi \mathbf{v} + \mathbf{q})) = \Psi_E; \quad (4)$$

$$m_{ж}^i \frac{dv_{ж}^i}{dt} = \mathbf{P}_{ж}^i; \quad (5)$$

$$\sum_{i=1}^N (m_{ж}^i c_p^i) \frac{dT_{ж}^i}{dt} = Q_i; \quad (6)$$

$$\frac{dm_{ж}^i}{dt} = -\dot{m}_{исп}^i; \quad (7)$$

$$\mathbf{q} = -\lambda \nabla T + \sum_{i=1}^{N_k} \mathbf{J}_i h_i. \quad (8)$$

В данных уравнениях: \mathbf{v} – вектор скорости газовой смеси; ρ – плотность газовой смеси; p – давление; r_α – доля объема, занимаемая газовой фазой; g_j – массовая доля j -го вещества в газовой смеси ($j \equiv \text{г, о, пс}$, где индекс г означает испарившееся горючее, о – окислитель, пс – продукты сгорания); Π – тензор напряжений поверхностных сил [3]; $\dot{m}_{исп}^i$ – мгновенный массовый секундный расход паров от i -й капли; $m_{ж}^i$ – масса i -й капли; $E = c_v T$ – внутренняя энергия газовой фазы; T – температура газовой смеси; c_v – изохорная теплоемкость газовой смеси; Ω, Ψ_v, Ψ_E – источники соответственно массы, импульса, энергии, обусловленные взаимодействием газовой фазы с каплями распыленного топлива; Q_i – количество теплоты, передаваемое к капле от газовой фазы в единицу времени:

$$Q_i = Q_c + Q_m + Q_R, \quad (9)$$

где составляющие Q_c и Q_R обусловлены соответственно конвективным и лучистым переносом; составляющая Q_m обусловлена уносом тепла от капли за счет фазового перехода

$$Q_m = -\sum_{i=1}^N \dot{m}_{исп}^i \cdot r, \quad (10)$$

где r – скрытая теплота фазового перехода горючего.

Диффузионный поток j -го компонента газовой смеси определяется как

$$\mathbf{J}_j = -\rho D_j \nabla g_j, \quad (11)$$

где D_j – эффективный коэффициент диффузии, $j \equiv \text{г, о, пс}$.

Вектор результирующей силы, действующей на i -ю каплю, определяется как

$$\mathbf{P}_{ж}^i = \mathbf{P}_D + \mathbf{P}_M + \mathbf{P}_{VM} + \mathbf{P}_p, \quad (12)$$

где \mathbf{P}_D – сила аэродинамического сопротивления; \mathbf{P}_M – сила Магнуса; \mathbf{P}_{VM} – виртуальная массовая сила, обусловленная увлечением массы газовой фазы при ускорении капли; \mathbf{P}_p – сила вследствие градиента давления. Значения $\mathbf{P}_D, \mathbf{P}_M, \mathbf{P}_{VM}, \mathbf{P}_p$ определяются по зависимостям, приведенным в [6].

Источники в уравнениях (1), (3), (4) определяются следующим образом:

$$\Omega = \sum_{i=1}^N N_i \dot{m}_{исп}^i; \quad (13)$$

$$\Psi_v = \sum_{i=1}^n N_i \mathbf{P}_{ж}^i + \sum_{i=1}^n N_i \dot{m}_{исп}^i \mathbf{v}_i; \tag{14}$$

$$\Psi_E = \sum_{i=1}^n N_i (\dot{m}_{исп}^i h_{г}^n - Q_i), \tag{15}$$

где $h_{г}^n$ – энтальпия горючего в газовой фазе; N_i – число капель группы i в единице объема.

Источники в уравнениях типа (2):

$$S_{г} = -M_{г} v_{г} R_{г} + \Omega; \tag{16}$$

$$S_{о} = -M_{о} v_{о} R_{г}; \tag{17}$$

$$S_{пс} = M_{пс} v_{пс} R_{г}, \tag{18}$$

где $M_{г}$, $M_{о}$, $M_{пс}$ – соответственно молекулярные массы испарившегося горючего, окислителя, продуктов сгорания; $v_{г}$, $v_{о}$, $v_{пс}$ – стехиометрические коэффициенты соответственно горючего, окислителя и продуктов сгорания в уравнении брутто-реакции; $R_{г}$ – скорость горения, определяемая как меньшее значение из скорости перемешивания за счет турбулентных пульсаций (модель «диссипирующего вихря») и скорости химической реакции [6]:

$$R_{г} = \min \begin{cases} AB \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_{г}}{v_{г}}, \frac{Y_{о}}{v_{о}} \right), \\ B \frac{\varepsilon Y_{пс}}{k v_{пс}}, \\ Y_{г}^{\vartheta_{г}} \cdot Y_{о}^{\vartheta_{о}} \cdot K \exp(E/(R_0 T)). \end{cases} \tag{19}$$

В последнем выражении $Y_{г}$, $Y_{о}$, $Y_{пс}$ – соответственно мольные концентрации горючего, окислителя и продуктов сгорания; $\vartheta_{г}$, $\vartheta_{о}$ – эмпирические константы; K – предэкспоненциальный множитель в законе Аррениуса; k – кинетическая энергия турбулентных пульсаций; ε – скорость диссипации турбулентной энергии. Значения K , $\vartheta_{г}$, $\vartheta_{о}$ для конкретной брутто-реакции берутся из [7].

Приведенная система дополняется уравнениями, соответствующими принятой модели турбулентности. Учет вторичного дробления капель осуществляется согласно [6]. Расчетная область ограничивается внутренним объемом камеры и небольшим участком расширяющейся части сопла. В качестве граничных условий для газовой фазы на входных границах задаются значения массовых расходов, температур и интенсивности турбулентной пульсации, на выходной границе – значение давления. Для дискретной фазы на входной границе задаются суммарный расход капель, температура, функция распределения капель по размерам.

Полученная модель описывает процессы в РДМТ на двухфазных компонентах топлива (например, $O_2^{газ} + C_2H_5OH$). Модель процессов в камере РДМТ на газообразных компонентах топлива (например, $O_2^{газ} + H_2^{газ}$) является частным случаем представленной модели.

Полученные модели реализованы в пакете ANSYS CFX-11. На вычислительном кластере Южно-Уральского государственного университета были проведены расчеты действующих камер РДМТ. По результатам расчета определялся коэффициент расходного комплекса. При этом сравнивались значения, полученные двумя способами обработки результатов расчета:

1) способом, основанным на определении терминов «коэффициент расходного комплекса», «теоретическое (идеальное) значение расходного комплекса», «действительное значение расходного комплекса» [8]:

$$\Phi_{\beta} = \frac{p_{к} F_{кр} A(\gamma)}{G \sqrt{R_{к} T_{к}}}, \tag{20}$$

где $p_{к}$ – давление в штуцере замера, определенное по результатам расчета; $F_{кр}$ – площадь критического сечения камеры сгорания; G – суммарный массовый секундный расход горючего и окислителя; $R_{к}$, $T_{к}$ – газовая постоянная и температура продуктов сгорания в камере соответ-

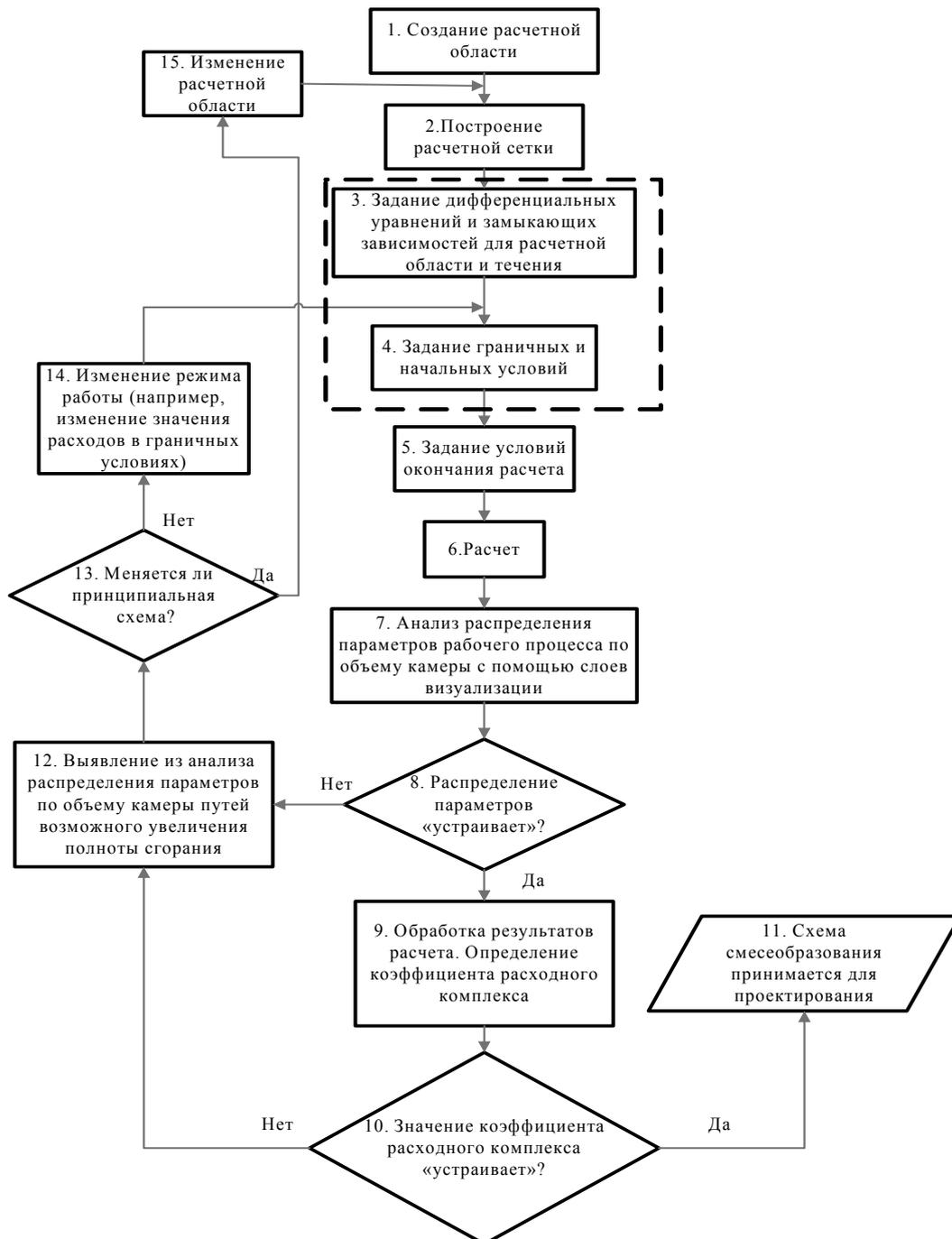
Расчет и конструирование

венно, найденные из термодинамического расчета равновесного состава; $A(\gamma)$ – комплекс, зависящий от показателя процесса расширения продуктов сгорания до давления в критическом сечении сопла;

2) способом, основанным на формуле, представленной в работе В.И. Лапицкого [9]:

$$\Phi_{\beta} = \sqrt{1 - \frac{G_{\Gamma}^{\text{ВЫХ}}}{G_{\Gamma}^{\text{ВХ}}}}, \quad (21)$$

где $G_{\Gamma}^{\text{ВХ}}$, $G_{\Gamma}^{\text{ВЫХ}}$ – массовые расходы горючего на входе в расчетную область и выходе из нее соответственно.



Методика проектирования РДМТ

Вычисленные обоими способами значения φ_B для различных камер РДМТ на компонентах топлива $O_2^{газ} + CH_4^{газ}$, $O_2^{газ} + H_2^{газ}$, $O_2^{газ} + C_2H_5OH$ удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. Результаты расчета и сравнение их с экспериментальными данными приведены в работах [10, 11]. Достижение высокого уровня сходимости результатов модельных расчетов с экспериментальными данными позволило предложить методику проектирования высокоэффективных РДМТ на основе результатов численного моделирования внутрикамерных процессов, которая наглядно представлена на рисунке.

Использование данной методики позволит принимать научно обоснованные технические решения при проектировании новых РДМТ, экономить финансовые средства на разработку, сокращать сроки разработки новых проектов, значительно повышать производительность труда проектировщика.

Литература

1. Салич, В.Л. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги: учеб. пособие / В.Л. Салич, А.А. Шмаков, С.Д. Ваулин. – Челябинск: Изд-во ЮУрГУ, 2006. – 52 с.
2. Кутуев, Р.Х. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях / Р.Х. Кутуев, И.Н. Лебедев, В.Л. Салич // *Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. акад. С.П. Королева*. – 2009. – № 3 (19), ч. 3. – С. 101–108.
3. Варнатиц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / Ю. Варнатиц, У. Маас, Р. Диббл; пер. с англ. Г.Л. Агафонова; под ред. П.А. Власова. – М.: Физматлит, 2006. – 352 с.
4. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов и др.; под ред. акад. РАН А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2008. – 512 с.
5. Юн, А.А. Расчет и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе FASTEST-3D: учеб. пособие / А.А. Юн, Б.А. Крылов. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 116 с.
6. ANSYS CFX-Solver, Release 10.0: Theory. – ANSYS Europe Ltd., 2005. – 266 p.
7. Физико-химические процессы в газовой динамике: справ. В 2 т. Т. 2: Физико-химическая кинетика и термодинамика / под ред. акад. Г.Г. Черного, С.А. Лосева. – М.: Науч.-издат. центр механики, 2002. – 368 с.
8. Дорофеев, А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей (Общая теория ракетных двигателей): учеб. для авиа- и ракетостроит. специальностей вузов / А.А. Дорофеев. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 415 с.
9. Лапицкий, В.И. Математическое моделирование и экспериментальное исследование характеристик камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги на метане и кислороде: автореф. дис. ... канд. техн. наук / В.И. Лапицкий. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 16 с.
10. Салич, В.Л. Результаты работ по созданию высокоэффективного ракетного двигателя малой тяги с компонентами топлива кислород – метан, кислород – водород / В.Л. Салич // *Тр. VIII Всерос. с междунар. участием науч.-техн. конф. «Авиакосмические технологии (АКТ-2007)»*. – Воронеж: ВГТУ, 2007. – С. 233–239.
11. Ваулин, С.Д. Исследование энергоэффективности в ракетных двигателях малой тяги на двухфазных компонентах топлива / С.Д. Ваулин, В.Л. Салич, В.И. Феофилактов // *Вестник ЮУрГУ. Серия «Энергетика»*. – 2011. – № 34 (251). – С. 81–85.

Поступила в редакцию 2 февраля 2012 г.

Ваулин Сергей Дмитриевич. Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Двигатели летательных аппаратов», проректор по научной работе, Южно-Уральский государственный университет. Область научных интересов – исследование теплофизических процессов в ракетных двигателях и энергетических установках. Тел.: (351) 263-45-97; e-mail: s.d.vaulin@susu.ac.ru

Расчет и конструирование

Sergey D. Vaulin. The doctor of engineering science, professor, head of a chair of engine for flying vehicle, vice rector of scientific work, South Ural state university. The area of scientific interests – research the thermalphysic processes of rocket engines and powerplants. Tel.: (351) 263-45-97; e-mail: s.d.vaulin@susu.ac.ru

Салич Василий Леонидович. Кандидат технических наук, докторант кафедры «Двигатели летательных аппаратов», Южно-Уральский государственный университет. Область научных интересов – исследование теплофизических процессов в ракетных двигателях и энергетических установках. Тел.: (34345) 3-62-46; e-mail: salich_vls@mail.ru

Vasily L. Salich. The candidate of engineering science, doctoral candidate on the chair of engine for flying vehicle, South Ural state university. The area of scientific interests – research the thermalphysic processes of rocket engines and powerplants. Tel.: (34345) 3-62-46; e-mail: salich_vls@mail.ru