DOI: 10.15593/2224-9982/2016.44.02

УДК 621.454.2

А.А. Козлов, Е.А. Строкач

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДИКИ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛЫХ ТЯГ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ ДИССИПАЦИИ ВИХРЕЙ

Исследуется методика моделирования рабочих процессов в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего на компонентах керосин – кислород. Описываются преимущества и недостатки методики, основанной на записи уравнения реакции при стехиометрическом соотношении, моделирование процесса горения в рабочей области проводится с помощью модели диссипации вихря. Производится сравнение результатов моделирования с помощью коммерческого пакета вычислительной газодинамики ANSYS CFX с данными термодинамического расчета. Делается вывод о применимости подхода, на его основе производится оптимизация режимных параметров системы смесеобразования по полноте сгорания. Показано, что основное влияние на полноту сгорания имеет качество смешения испаренного горючего с газообразным окислителем и высокотемпературными продуктами сгорания. Обнаружено, что скорость подачи газообразного окислителя в рабочую область и соотношение между скоростями подачи через периферийную и центральную форсунки имеют наиболее сильное влияние на рабочие процессы в камере сгорания. Дается обоснование наблюдаемым эффектам для данной конкретной конструкции системы смесеобразования и камеры сгорания. Приводятся рекомендации по выбору оптимальных параметров смесительных элементов и конструкции жидкостного ракетного двигателя малой тяги.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, модель вихревой диссипации, полнота сгорания, численное моделирование, ANSYS CFX, горение.

A.A. Kozlov, E.A. Strokach

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation

INVESTIGATION OF LRPE COMBUSTION CHAMBER OPERATIONAL PROCESSES MODELING TECHNIQUE BASED ON EDDY-DISSIPATION APPROACH

An investigation of LRPE combustion chamber operational processes modeling technique is proposed. The fuel components are liquid kerosene and gaseous oxygen. Disadvantages and benefits of reaction equation usage at stoichiometric rates technique are described, as the modeling with the

Eddy-dissipation assumption is provided. A comparison of the results produced by ANSYS CFX and equilibrium thermodynamic calculation is provided. Applicability of the technique is discussed; optimization of the regime parameters based on combustor performance is done. It is shown the combustor performance is mainly influenced by the quality of mixing between the vaporized kerosene, oxygen and combustion products. It is stated that the velocity of gaseous oxidizer and the velocity rate between the central and peripheral injectors mostly influences the operational processes in the combustor. The grounds of the effects viewed are discussed. Recommendations for optimal mixing head parameters, regime parameters and combustion chamber parameters choice are proposed.

Keywords: liquid propellant rocket engine, Eddy-dissipation model, combustion chamber performance, numerical modeling, ANSYS CFX, combustion.

Введение

Оценка процессов, протекающих в камере сгорания (КС) двигателей и энергоустановок, вследствие растущих требований к полноте сгорания продолжает оставаться одной из наиболее актуальных задач. Развитие методов вычислительной гидрогазодинамики в решениях задач различных сфер промышленности и науки привело к обилию используемых в современных пакетах численного моделирования многочисленных математических моделей физических процессов, опирающихся на различные фундаментальные подходы. Одним из таких методов является исследуемый в данной работе метод распада крупных вихрей, имплементированный в современные вычислительные пакеты в роли модели вихревой диссипации (Eddy-dissipation model), которая позволяет производить анализ процесса горения топлива. Модель основана на допущении быстрых химических реакций, когда скорость образования продуктов определяется смешением компонентов. Таким образом, горение будет определяться параметрами течения смеси. Преимущества модели – простота, устойчивость и скорость расчета, недостатки – отсутствие учета промежуточных компонентов, свободных радикалов, что ведет к завышению вследствие этого температуры продуктов сгорания. Использование этой модели в расчетах рабочих процессов очень популярно [1–4]. Работа посвящена изучению методики моделирования горения с помощью модифицированного подхода к работе модели. Этот подход основан на записи реакции при стехиометрическом соотношении компонентов топлива с учетом свободных радикалов, что позволяет уйти от большинства недостатков обычного подхода, использующего запись глобальной реакции только для наиболее многочисленных компонентов при сохранении модельных достоинств.

Объект исследования

Исследование методики проводилось на примере моделирования рабочего процесса в КС ракетных двигателей малых тяг (РДМТ) на топливе керосин – кислород. Используемый экспериментальный двигатель разработан на кафедре 202 МАИ и представлен на рис. 1. Его описание также приведено в работе [5]. Отличительными чертами смесительной головки является расположение шести газожидкостных центробежных форсунок по окружности и одной форсунки в центре, что является основной причиной появления обратных токов вблизи огневого днища и неравномерностей полей температур, массовых долей и т.п. в целом. Также стоит отметить, что в данной работе не рассматривается влияние завесного охлаждения на происходящие процессы, что может кардинально изменить картину течения, состав смеси, поля параметров течения.

Рис. 1. Экспериментальный двигатель (разрез) [5]

Математическая модель

Основные уравнения потока. Уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho U) = 0.$$

Уравнение сохранения импульса

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial t} + \nabla(\rho U \otimes U) = -\nabla p + \nabla \tau + S_M,$$

где тензор касательных напряжений записывается как

$$\tau = \mu \left(\nabla U + (\nabla U)^T - \frac{2}{3} \delta \cdot \nabla U \right).$$

Турбулентность потока учитывалась с помощью использования k - ω SST-модели турбулентности [6, 7]. Турбулентная вязкость в этой модели связана с кинетической энергией турбулентности и скоростью диссипации следующим соотношением:

$$\mu_T = \rho \frac{k}{\max \left(\omega, \frac{SF_2}{\alpha_1} \right)},$$

где S – инвариант тензора скоростей деформации; F_2 – стыковочная функция; $\alpha_1 = 0,31$.

Уравнения модели:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{U}_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{k1}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta_0^* \rho k \omega,$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{U}_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{\omega 1}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta_0^* \rho \omega^2,$$

где $\beta_0^* = 0,09$; $\alpha = 5/9$; $\beta_0 = 0,075$; $\sigma_{k1} = 2$; $\sigma_{\omega 1} = 2$.

Моделирование движения жидкой фазы. Движение капель керосина в газообразной среде моделируется с помощью подхода Лагранжа (газ + дискретные частицы). Модель учитывает двустороннее взаимодействие жидкой и газообразной фаз, перенос импульса, энергии и массы. Подробнее о методе можно узнать в работе [8].

Баланс сил, определяющий движение частицы, записывается как

$$\frac{du_p}{dt} = F_d(u_g - u_p) + \frac{\bar{g}(\rho_p - \rho_g)}{\rho_p} + \bar{F},$$

где F_d – сила лобового сопротивления; u_g – скорость несущего потока вблизи капли; u_p – скорость капли; ρ_g – плотность окружающей среды; ρ_p – плотность вещества капли¹.

Моделирование теплообмена и испарения. Перенос тепла моделировался с помощью подхода Ранца–Маршалла [8, 9]:

$$\text{Nu}_p = 2 + 0,6 \cdot \text{Re}_p^{1/2} \text{Pr}^{1/3}.$$

Перенос массы определялся в соответствии с моделью испарения жидкой фазы (Liquid evaporation model). Модель различает два режима переноса массы – в зависимости от того, находится давление насыщенных паров капли выше точки кипения или ниже. Точка кипения определяется уравнением Антуана, описывающим связь между давлением насыщенных паров и температурой для чистых компонентов, которое записывается как

$$p_{\text{vap}} = p_{\text{scale}} \exp \left(A - \frac{B}{T_p + C} \right),$$

где p_{scale} – коэффициент размерности; A , B и C – коэффициенты, задаваемые пользователем; T_p – температура капли. Таким образом, капля начинает кипеть, если давление паров выше давления окружающей среды. Перенос массы определяется как

$$\frac{dm_p}{dt} = - \frac{Q_C + Q_R}{V},$$

где V – скрытая теплота парообразования вещества капель; Q_C , Q_R – конвективный и радиационный тепловые потоки соответственно.

Если давление насыщенных паров меньше точки кипения, массоперенос будет определяться как

$$\frac{dm_p}{dt} = -\pi d_p \rho \text{Sh} D \frac{W_C}{W_G} \ln \left(\frac{1 - X_S^V}{1 - X_{\text{vap}}^V} \right),$$

¹ ANSYS (2015). CFX 16.1 Theory Guide. Ansys Inc., Canonsburg, PA.

где Sh – число Шервуда; ρD – динамическая диффузивность компонента среды; W_C , W_G – молекулярные массы пара и смеси в среде соответственно; X_S^V – мольная доля равновесного пара испаряющегося компонента на поверхности капли; X_{var}^V – мольная доля испаряющегося компонента в газовой фазе.

Модель горения. Модель диссипации вихря (Eddy-dissipation) была предложена Сполдингом [10], доработана Магнуссеном, Госманом [11, 12] и основана на представлении о времени «жизни вихрей»:

$$\tau = \frac{k}{\varepsilon},$$

где k – кинетическая энергия турбулентности, $\text{м}^2/\text{с}^2$; ε – скорость турбулентной диссипации, $\text{м}^2/\text{с}^3$.

В этих работах была впервые описана инженерная методика расчета процесса горения, позволяющая достаточно просто и быстро получать решение для большого круга задач.

Для очень быстрых реакций скорость образования продуктов сгорания должна определяться критерием, связанным с временем протекания процессов смешения горючего и окислителя. Поскольку поток турбулентный, таким критерием выступит связь параметров ε и k турбулентного потока.

Высокая температура, давление и степень турбулентности в КС ЖРДМТ позволяют не учитывать конечную скорость реакции, так как при таких условиях она будет бесконечно большой [13]. Отдельное внимание стоит уделить течению в пристеночных областях, где температура значительно ниже, а следовательно, и время реакции больше. Однако в пограничных слоях интенсивность турбулентности весома ниже, чем в основном потоке, а следовательно, время смешения больше и рассчитываемая по модели EDM скорость реакции будет тоже заметно ниже, чем в ядре потока. Таким образом будет осуществлен учет неравновесности состава продуктов сгорания.

$$R_{i_r} = \min \left(R_{i_r(react)}, R_{i_r(prod)} \right),$$

$$R_{i_r(react)} = v_{i_r} M_{w_i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{Y_i}{v_{i_r} M_{w_i}} \right),$$

$$R_{i_r(prod)} = v_{i_r} M_{w_i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\sum p(Y_p)}{\sum \frac{N}{j} v_{j_r} M_{w_j}} \right),$$

где $R_{i_r(react)}$ – скорость расходования реагентов; $R_{i_r(prod)}$ – скорость образования продуктов реакции; M_{w_i} – молекулярная масса реагента; M_{w_j} – молекулярная масса продукта реакции; Y_i – массовая доля реагента; Y_p – массовая доля продукта реакции; v_{i_r} – стехиометрический коэффициент реагента²; v_{j_r} – стехиометрический коэффициент продукта реакции; ρ – плотность; A и B – эмпирические коэффициенты: $A = 4$, $B = 0,5$.

В настоящей работе исследуется методика моделирования процесса горения с помощью одной брутто-реакции, записанной для стехиометрических соотношений компонентов топлива, что позволяет уйти от недостатков модели: учесть образование промежуточных компонентов и свободных радикалов, получить равновесные по давлению, составу и температуре продукты сгорания.

Для рассматриваемого случая реакция запишется как

Нужно отметить, что в данном случае углеводород $C_{10}H_{22}$ представляет в расчете керосин. Ниже представлены свойства $C_{10}H_{22}$.

Основные свойства $C_{10}H_{22}$ (ж):

Плотность	726,53 кг/м ³
Молярная масса	0,14229 кг/моль
Динамическая вязкость	0,000 848 12 кг/м·с
Теплопроводность	0,12948 Вт/(м·К)

Необходимо отметить, что в полноразмерном расчете при записи реакции учитывались не все продукты сгорания, а только имеющие наибольшее процентное содержание по массе. Полный список продуктов, получаемых в результате термодинамического расчета, представлен в таблице.

² ANSYS (2015). CFX 16.1 Theory Guide. Ansys Inc., Canonsburg, PA.

Сравнение наличия компонентов в продуктах сгорания термодинамического и полноразмерного расчета

Компонент	Полноразмерный	Термодинамический
CO	+	+
CO ₂	+	+
COOH	–	+
H	+	+
H ₂	+	+
H ₂ O	+	+
H ₂ O ₂	+	+
HCO	–	+
HO ₂	–	+
O	+	+
O ₃	–	+
O ₂	+	+
OH	+	+
HCOOH	–	+

Расчетная сетка. Расчетная область представляла собой внутреннюю (газодинамическую) часть рассматриваемого двигателя разворотом 60°, в которой была построена сетка (рис. 2), на основе предварительного анализа сходимости составившая 185 000 гексаэдральных элементов. Выбор сектора разворотом в 60° обусловлен конфигурацией расположения форсунок ввода топлива: одна в центре смесительной головки и шесть равномерно распределены по окружности.

Рис. 2. Расчетная сетка

Граничные и начальные условия. Ниже представлены номинальные входные параметры (при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 1$).

Входные параметры, кг/с:

Вход керосина (центр)	0,000 351
Вход керосина (периферия)	0,002 1118
Вход кислорода (периферия)	0,0076
Вход кислорода (центр)	0,001 267

Для достижения устойчивости расчета задание начальных условий проводилось исходя из результатов предварительного термодинамического идеального расчета по значениям давления, массовых долей, температуры. Результаты первого 3D-расчета задавались в качестве начальных условий уже для проведения параметрических оптимизационных расчетов с различными соотношениями компонентов. Такая методика широко распространена при решении задач со сложными физическими процессами и позволяет получать быстрые результаты при отличной сходимости расчета.

Результаты

Оценка методики проводилась по сравнению интегрального параметра – расходного комплекса β и температуры, полученных в результате трехмерного расчета, с результатами термодинамического идеального расчета. Расходный комплекс дается формулой

$$\beta = \frac{\sqrt{R_{\text{см}} T_{\text{см}}}}{A(n)},$$

где $R_{\text{см}}$ – газовая постоянная; $T_{\text{см}}$ – температура смеси; $A(n) =$

$$= \sqrt{n} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} [14].$$

Идеальный термодинамический расчет проводился в пакете Rocket propulsion analysis (RPA) с учетом потерь на неравновесность процессов горения и потерь на трение [14].

Для достижения приближенности 3D-расчета к идеальному на входе для впрыскиваемого керосина была задана мелкость капель порядка 1 мкм, позволяющая горючему почти мгновенно испаряться при

входе в расчетную область. После испарения пары керосина (в данном случае $C_{10}H_{22}$) вступают в реакцию с кислородом и образуют продукты сгорания. Вся разница, таким образом, между идеальным (термодинамическим) и неидеальным (численным) расчетами состоит в смешении газообразных компонентов топлива, что перекликается с особенностями модели горения, в первую очередь подходом в используемой модели горения «смешалось – сгорело». Это позволяет оценить сходимость рассматриваемой методики с идеальным расчетом.

По результатам проведенных полноразмерных оптимизационных расчетов, где варьировалось соотношение компонентов, стало понятно, что на всех соотношениях в расчетной области имеется существенная неравномерность поля температур, массовых долей компонентов и т.д., вызванная смесительными элементами – центральной и периферийной форсунками. В связи с этим были проведены дополнительные оптимизационные расчеты, где изменялись скорости входа газа через форсунки (соотношение скоростей в центральной и периферийной форсунках). В итоге наилучшая картина смешения – равномерности полей параметров – была достигнута при соотношении 1/8, т.е. осевая скорость в центральной форсунке в 8 раз выше осевой скорости в периферийной форсунке.

На рис. 3 показаны зависимости расходного комплекса от коэффициента избытка окислителя для термодинамического, полноразмерного неоптимизированного по соотношению скоростей и оптимизированного расчетов. Видно, что для исследуемой модели полнота сгорания в неоптимизированном расчете ниже идеальной и ниже полноты сгорания с оптимизированными параметрами входа. Также очевидно, что кривая полноты сгорания оптимизированного расчета лежит очень близко к идеальной, а в точке максимума расходный комплекс становится выше идеального на 1,5 %. Разница между результатами показывает величину влияния качества смешения газообразных компонентов, определяемую конфигурацией системы подачи топлива.

На рис. 4 представлены зависимости максимальной температуры по продольному сечению КС двигателя от коэффициента избытка окислителя в сравнении с результатами термодинамического идеального расчета. Результаты показывают, что в областях низких α (от 0,2–0,6) значения температуры, полученные с помощью 3D-расчета, превышают значения, полученные в результате термодинамического

расчета. Это обусловлено тем, что в численном расчете, благодаря учету геометрии расчетной области и особенностей результирующего течения, возникают области с локально более высокими значениями коэффициента избытка окислителя.

Рис. 3. Зависимость расходного комплекса от коэффициента избытка окислителя:
 — полноразмерный неоптимизированный расчет; — термодинамический расчет; — полноразмерный оптимизированный расчет

Рис. 4. Зависимость максимальной температуры в КС от коэффициента избытка окислителя:
 — полноразмерный расчет; — термодинамический расчет

В каждой ячейке расчетной сетки проверяется соотношение компонентов, компоненты стехиометрически реагируют, а излишек одного из компонентов обменивается теплотой с горячими продуктами сгорания, что влияет, таким образом, на общую интегральную картину и домешивается к компонентам несгоревшего топлива в соседней ячейке на следующем шаге.

Значения температур по оси двигателя изображены на рис. 5. Видно, что по длине КС температура растет от начала до критического сечения, что обуславливается увеличенной полнотой смешения периферийной горячей смеси с осевым более холодным потоком и его подогревом. Этот эффект преобладает над преобразованием энергии смеси из тепловой в кинетическую, из-за чего и происходит небольшой рост температуры в сужающейся части сопла. Зависимость средней температуры от длины в сечениях КС подтверждает этот вывод, показывая уменьшение температуры с началом сужающегося участка сопла.

Рис. 5. Распределение значений температуры по оси двигателя: — температура по оси (термодинамический расчет); — температура по оси (оптимизированный расчет); — температура средняя по сечениям (оптимизированный расчет)

Рис. 6, в свою очередь, показывает, что газовая постоянная смеси за счет увеличения полноты смешения непрерывно растет и ее пик приходится на участок расширяющейся части сопла. Это указывает на

несовершенство конструкции: ясно, что для более полного взаимодействия смесевых газов необходимо увеличить длину КС, что позволит приблизиться к стехиометрическим величинам. Это также объясняет разницу в значениях расходного комплекса (см. рис. 3), так как он напрямую зависит от газовой постоянной и температуры смеси. Отдельно необходимо отметить более высокие значения газовой постоянной оптимизированного по скоростям входа расчета по сравнению с термодинамическим расчетом. Это, по-видимому, является следствием отсутствия учета всех продуктов сгорания в полноразмерном расчете. В дополнение к этому результат показывает теоретическую возможность создания идеальной картины смешения при высокой полноте сгорания. Однако такое течение очень сложно или невозможно получить на настоящей конструкции из-за напряженного теплового состояния.

Рис. 6. Распределение значений газовой постоянной смеси по оси двигателя:
 — газова́я постоянная по оси (термодинамический расчет); — газова́я постоянная по оси (оптимизированный расчет)

Поле температур в КС показано на рис. 7, 8. Видно, что около огневого днища происходит только часть химических превращений, а основная доля горючего вступает в реакцию с окислителем уже в середине и конце длины. Реакции бурно продолжаются в сужающейся части сопла, критическом сечении и постепенно прекращаются только в расширяющейся части. Также видны высокие неравномерности поля

температур по длине КС и в поперечном направлении. Кроме того, можно оценить степень влияния обратных токов в области огневого днища на его тепловое состояние: видно, что в данном случае температура вблизи стенки высока – 1600 К.

Рис. 7. Поле температур в КС (неоптимизированный расчет)

Рис. 8. Поле температур в КС (оптимизированный расчет)

Очевидным является главное преимущество 3D-расчета – возможность анализа изделий с любой геометрией, при любых параметрах ввода топлива, получение более полной картины происходящих явлений, а также возможность учета неравномерностей, вносимых завесой, и ее влияния на интегральные параметры.

Заключение

На основе проведенного изучения методики можно сказать, что запись брутто-реакции для стехиометрических соотношений компонентов топлива при работе с EDM-моделью позволяет получать наиболее полные по сравнению с термодинамическим расчетом данные о составе смеси, максимальной температуре, давлении в КС для оценки конструкции и режимных параметров двигателя на ранних стадиях проектирования.

Показана величина влияния неравномерностей, объясняющаяся геометрией КС и рассматриваемым режимом подачи, на температурное поле и полноту сгорания топлива. Представлены результаты оптимизационных расчетов, направленных на определение скоростей ввода окислителя в расчетную область, соответствующих максимальной полноте сгорания.

Отработан подход к моделированию рабочих процессов в КС двигателя и выработаны рекомендации к совершенствованию конструкции, в частности, увеличение длины КС, увеличение числа смесительных элементов для увеличения полноты смешения.

Библиографический список

1. Чудина Ю.С. Рабочие процессы в ракетном двигателе малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород и метан: дис. ... канд. техн. наук. – М., 2014. – 162 с.
2. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Ха С. Анализ стационарного теплового состояния ЖРД малой тяги с топливом высококонцентрированная перекись водорода – керосин с учетом впрыскивания, испарения и сгорания жидкостных капель топлив // Вестник СГАУ. – 2014. – № 1(43). – С. 41–55.
3. Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – 208 с.
4. Ваулин С.Д., Салич В.Л. Методика проектирования высокоэффективных ракетных двигателей малой тяги на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник ЮУрГУ. Сер.: Машиностроение. – 2012. – Вып. 19, № 12. – С. 43–50.

5. Ташев В.П. Углеводородное горючее на основе керосина с присадками для повышения энергетической эффективности ЖРД: дис. ... канд. техн. наук. – М., 2014. – 115 с.

6. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: учеб. пособие. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 88 с.

7. Белов И.А. Модели турбулентности: учеб. пособие. – Л.: Изд-во Ленингр. механич. ин-та, 1982. – 88 с.

8. Ranz W.E., Marshal W.R., Jr. Vaporation from Drops. Part I // Chem. Eng. Prog. – 1952. – № 48(3). – P. 141–146.

9. Ranz W.E., Marshal W.R., Jr. Evaporation from Drops. Part I and Part II // Chem. Eng. Prog. – 1952. – № 48(4). – P. 173–180.

10. Spalding D.B. Mixing and chemical reaction in steady confined turbulent flames // 13th Symp. (Intl.) Comb. / Combustion Institute. – Pittsburgh, 1970. – P. 649.

11. Magnussen B.F., Hjertager B.H. On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion // Sixteenth Symp. (Int.) on Combustion / Combustion Institute. – Pittsburgh, 1976. – P. 719.

12. Gosman A.D., Ioannides E. Aspects of computer simulation of liquid-fuelled combustors // J. Energy. – 1983. – № 7(6). – P. 482–490.

13. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ / под ред. П.А. Власова. – М.: Физматлит, 2003. – 352 с.

14. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей / под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.

References

1. Chudina Yu.S. Rabochie protsessy v raketnom dvigatele maloi tyagi na gazoobraznykh komponentakh topliva kislorod i metan. [Operational processes in the LRPE combustion chamber operating on gaseous methane and oxygen]. Ph. D. thesis. Moscow, 2014. 162 p.

2. Vorobev A.G., Borovik I.N., Kha S. Analiz statsionarnogo teplovogo sostoyaniya ZhRD maloy tyagi s toplivom vysokokontsentrirrovannaya perekis vodoroda – kerosin s uchetom vpryskivaniya, ispareniya i sgoraniya zhidkostnykh kapel topliv [Analysis of nonstationary thermal state of a low-thrust liquid rocket engine taking into account injection, evaporation and

combustion of liquid fuel droplets]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2014, no. 1(43), pp. 41-55.

3. Kozlov A.A., Vorobev A.G., Borovik I.N. Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi [Liquid propellant rocket engines of low thrusts]. Moscovskiy aviatsionnyy institut, 2013. 208 p.

4. Vaulin S.D., Salich V.L. Metodika proektirovaniya vysokoeffektivnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi na osnove chislennogo modelirovaniya vnutrikamernykh protsessov [A technique for the design of high performance LPRE based on numerical simulation]. *Vestnik Yuzhno-Uralskogo gosudarstvennogo universiteta. Mashinostroenie*, 2012, no. 12, pp. 43-50.

5. Tashev V.P. Uglevodorodnoe goryuchee na osnove kerosina s prisadkami dlya povysheniya energeticheskoy effektivnosti ZhRD [Kerosene based hydrocarbon fuel with additives for LRPE effectiveness augmentation]. Ph. D. thesis. Moscow, 2014. 115 p.

6. Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. Modelirovanie turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techenii [Turbulence modeling for complicated flows calculation]. Saint Petersburg: Politekhnikeskii universitet, 2012. 88 p.

7. Belov I.A. Modeli turbulentnosti [Turbulence models]. Leningradskiy mekhanicheskii institut, 1982. 88 p.

8. Ranz W.E., Marshal W.R., Jr. Vaporation from Drops. Part I. *Chem. Eng. Prog.*, 1952, no. 48(3), pp. 141-146.

9. Ranz W.E., Marshal W.R., Jr. Evaporation from Drops. Part I and Part II. *Chem. Eng. Prog.*, 1952, no. 48(4), pp. 173-180.

10. Spalding D.B. Mixing and chemical reaction in steady confined turbulent flames. *13th Symp. (Intl.) Comb.*, Pittsburgh: Combustion Institute, 1970, p. 649.

11. Magnussen B.F., Hjertager B.H. On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion. *Sixteenth Symp. (Int.) on Combustion*. Pittsburgh: Combustion Institute, 1976, p. 719.

12. Gosman A.D., Ioannides E. Aspects of computer simulation of liquid-fuelled combustors. *J. Energy*, 1983, no. 7(6), pp. 482-490.

13. Varnatts Yu., Maas U., Dibble R. Gorenje. Fizicheskie i khimicheskie aspekty, modelirovanie, eksperimenty, obrazovanie zagryaznyayushchikh veshchestv [Physical and chemical fundamentals, modeling

and simulation of combustion, experiments, pollutant formation]. Moscow: Fizmatlit, 2003. 352 p.

14. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley [Rocket engine theory]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1980. 533 p.

Об авторах

Козлов Александр Александрович (Москва, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125080, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: kozlov202@yandex.ru).

Строкач Евгений Александрович (Москва, Россия) – аспирант кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (125080, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: evgenij.strokatsch@yandex.ru).

About the authors

Aleksandr A. Kozlov (Moscow, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125080, Russian Federation, e-mail: kozlov202@yandex.ru).

Evgeniy A. Strokach (Moscow, Russian Federation) – Postgraduate Student, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125080, Russian Federation, e-mail: evgenij.strokatsch@yandex.ru).

Получено 02.02.2016