

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОГО ТРЕХМЕРНОГО ТЕЧЕНИЯ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Соцков И.А.

*Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» им. И.И. Карпукова (МКБ «Искра»),
Петровско-Разумовский проезд, 28, Москва, 127287, Россия
e-mail: Ivansotskov@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 06.10.2020

Построена математическая модель турбулентного трехмерного течения продуктов сгорания в ракетном двигателе твердого топлива (РДТТ). Полученная модель отличается от существующих включением выражения для определения коэффициентов и параметров, характеризующих средневзвешенное состояние для условий течения продуктов в РДТТ и тензоры определенно-направленных скоростей деформаций. Это позволяет выполнить более точное численное моделирование.

Ключевые слова: трехмерное течение топлива, ракетные двигатели твердого топлива, математическая модель ракетного двигателя.

Введение

Известно [3, 4, 7–11], что РДТТ могут применяться в качестве стартовых, маршевых, разгонных, тормозных, управляющих, газогенераторов и т.д. для довольно большого класса ракет-носителей (РН) и космических аппаратов (КА).

Из всех типов ракетных двигателей, применяемых в качестве двигательных установок (ДУ) летательных аппаратов (ЛА) различного назначения, РДТТ являются, наряду с жидкостными ракетными двигателями, наиболее распространенными [1–5]. Это подтверждается широким применением РДТТ в качестве маршевых ДУ в объектах РКТ от оперативно-тактических ракет до ракет-носителей (РН) различных классов, использованием РДТТ для торможения отработавших ступеней РН, а также для дополнительного разгона КА при переводе его с переходных орбит на требуемые конечные орбиты. Кроме того, ДУ на основе РДТТ нашли широкое применение в качестве ускорителей с целью повышения энергетических возможностей РН и расширения круга решаемых ими целевых задач. Вышесказанное определяет актуальность исследований, связанных с разработкой современного методического обеспечения, включающего постановку задач, создание математичес-

ких моделей, алгоритмов и программ для решения задач начального этапа проектирования объектов РКТ и, в частности, создание методики расчета трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ перспективных ЛА.

Значительный вклад при расчете трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ внесли такие ученые, как Д.И. Абугов, В.Е. Алемасов, Б.Т. Ерохин, М. Саммерфельд, В.В. Калинин, А.М. Липанов, Р.Е. Соркин, Л.Е. Стернин, И.Х. Фахрутдинов, Р.И. Нигматулин, А.А. Приходько, Т.Дж. Богар, Wengan Xu, J.A. Steinz, Ide Кум и многие другие.

В [3, 4, 7–11, 19] рассмотрены вопросы проектирования РДТТ и приведены методики расчета внутрикамерных параметров. Для расчета РДТТ до настоящего времени применялись уравнения квазистационарных термодинамических процессов и одномерной газодинамики с использованием осредненных по поперечным сечениям параметров, приближенные интегральные методики с учетом переменности подвода массы и перепада давления по длине камеры сгорания, приближенные инженерные методики определения тяги по давлению в камере сгорания и параметрам потока на входе

в сопло. Широко используются инженерные методики расчета газодинамики и теплообмена в проточной части РДТТ, основанные на экспериментальных результатах. В [3, 12, 20, 21] рассматриваются вопросы разработки и проектирования РДТТ с обзором и выводом математических моделей для определения основных характеристик, необходимых для различных этапов проектирования. В [18] сформулирована задача в вариационной постановке с предложением алгоритма по оптимальному проектированию летательного аппарата (ЛА). Во многих работах, в том числе и в [13], проанализированы проблемы проектирования ракет с различными двигательными установками, которые работают на жидком и твердом ракетном топливах, даны рекомендации по усовершенствованию процесса проектирования. В [2] рассмотрены отдельные вопросы проектирования различных систем управления. При этом объектами проектирования были самолёты, космические аппараты, ракетные объекты и ЛА.

В [14] выполнена совместная оптимизация основных параметров двухступенчатой РН при проектировании с программами управления ее движением. РН имела стартовую массу 100 т и маршевые двигательные установки с жидкими компонентами ракетного топлива. Данная РН проектировалась с целью решения определенных задач, связанных с выводением КА с максимальной массой на различные круговые орбиты. Целевым функционалом была выбрана масса полезного груза с оптимизируемыми параметрами в виде коэффициентов, учитывающих начальную тяговооруженность ступеней РН, и относительной конечной массой первой ступени РН. Проектные параметры выбирались с использованием двух подходов. Первый заключался в оптимизации с помощью математической модели, которая построена на основе физических соотношений и с применением метода Монте-Карло, а также в последующей обработке точек, которые указывают на экстремум, с использованием метода Гаусса—Зейделя. Второй базировался на применении математической модели, которая построена на основе физических соотношений. С помощью имитационного моделирования были выведены и получены регрессионные модели для массы полезного груза в зависимости от основных параметров РН при проектировании. Данные модели позволяют существенно сократить расчётное время, которое тратится на оптимизацию параметров, необходимых при проектировании. Проанализировав эти два подхода, можно утверждать, что они

дают практически одинаковые значения целевого функционала, т.е. использование предложенных двух подходов допустимо при проектировании РН на начальном этапе.

В [15] была сформулирована задача оптимизации параметров РДТТ при проектировании. При этом предложены алгоритм и математическая модель РДТТ, которые на начальном этапе проектирования позволяют определить конфигурацию и габаритные размеры заряда для случая щелевых проточек в районе переднего днища самой камеры сгорания. Оптимизируемые параметры РДТТ включают геометрические параметры, которые характеризуют начальную конфигурацию заряда, что позволяет во время решения задачи оптимизации выбрать такую его конфигурацию, которая при работе РДТТ будет обеспечивать необходимые изменения во времени значений его тяговых характеристик.

В [16] рассмотрена задача, связанная с совместной оптимизацией параметров КА при проектировании с установленным на нём апогейным РДТТ. Данный РДТТ предназначен для осуществления орбитальных маневров, необходимых для перевода КА с переходных эллиптических орбит на заданные круговые орбиты. С учетом требования системного подхода при проектировании сложных систем, выполнен ряд исследований, направленных на определение оптимальных значений параметров КА с апогейным РДТТ. При этом можно обеспечить вывод КА с максимальным значением массы полезного груза на необходимую конечную круговую орбиту. Оптимизируемыми параметрами КА с апогейным РДТТ были приняты значения коэффициента тяговооруженности КА на начальном этапе, давления в камере сгорания и степени расширения РДТТ.

В [17] рассмотрена задача по совместной оптимизации проектных параметров, программ управления. Оптимизируемые параметры дополнительно включали геометрические параметры, которые характеризовали начальную конфигурацию зарядов для случая маршевых РДТТ. В результате были сформированы программы изменения значений тягово-расходных характеристик во времени для маршевых РДТТ и осуществлена совместная оптимизация параметров ТРНСК при проектировании и геометрических параметров именно зарядов таких РДТТ на начальном этапе проектирования.

Проведенный обзор работ ведущих научных организаций и предприятий страны, посвященных данному направлению исследования за последние

годы, показал, что вопрос расчета трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ остается слабо изученным.

Построение математической модели турбулентного трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ

Нестационарные турбулентные отрывные несжимаемые трехмерные течения продуктов в РДТТ могут быть описаны с помощью осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса в декартовых координатах [1, 2]:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial z} = \\ & = F_{mx} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial z^2} \right); \\ & \frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_y}{\partial z} = \\ & F_{my} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 V_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial z^2} \right); \\ & \frac{\partial V_z}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z} = \\ & = F_{mz} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 V_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_z}{\partial z^2} \right). \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь F_{mx}, F_{my}, F_{mz} — массовые силы, действующие в координатных осях ox, oy, oz соответственно; $\frac{\partial V_x}{\partial t}, \frac{\partial V_y}{\partial t}, \frac{\partial V_z}{\partial t}$ — локальное изменение величины V_x, V_y, V_z соответственно;

$$\begin{aligned} & \left(V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_x}{\partial z} \right), \\ & \left(V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_y}{\partial z} \right), \\ & \left(V_x \frac{\partial V_z}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_z}{\partial y} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z} \right) \end{aligned}$$

— конвективное изменение величины V_x, V_y, V_z соответственно; t — время трехмерного течения; p — давление трехмерного течения продуктов в РДТТ; ρ — плотность продуктов в РДТТ; ν — молекулярный коэффициент кинематической вязкости трехмерного течения продуктов в РДТТ, примем $\nu = \nu_{\text{эф}}$; $\nu_{\text{эф}}$ — эффективный коэффициент кинематической вязкости трехмерного течения продуктов в РДТТ, $\nu_{\text{эф}} = \nu_m + \nu_t$, где ν_m, ν_t — молекулярный и турбулентный коэффициенты кинематической вязкости трехмерного течения продуктов в РДТТ.

Запишем в дифференциальной форме закон сохранения энергии:

$$\begin{aligned} \rho \frac{dE}{dt} &= \rho \bar{F} \cdot \bar{V} - \text{div}(P\bar{V}) + \text{div}(\sigma\bar{V}) + \text{div}(\bar{q}) \\ & \forall x_m \in \nu_0, t > 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где \bar{F} — результирующая массовых сил; \bar{q} — удельное количество энергии; \bar{V} — значение векторной скорости; P — сила трения на единицу поверхности; σ — сила напряжений, возникающих на единице поверхности.

Моделирование должно быть выполнено с сохранением вещества (массы) РДТТ.

Для моделирования турбулентности трехмерного течения продуктов в РДТТ будем использовать математическую модель в виде дифференциальных уравнений, которая предложена в работе [1]. С помощью таких математических моделей решаются задачи дозвуковой аэродинамики и открывается возможность выполнить замыкание, используя разработанные дифференциальные уравнения, в вышеприведенных уравнениях (1) и (2).

Размерный кинематический коэффициент турбулентной вязкости течения продуктов в РДТТ может быть определен на основе [1]:

$$\nu_t = \tilde{\nu}_t \cdot f_{\nu 1}, \quad (3)$$

где $f_{\nu 1}$ — функция-демпфер,

$$f_{\nu 1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{\nu 1}^3},$$

определяющая кинематическую вязкость χ продуктов в РДТТ,

$$\chi = \frac{\tilde{v}_t}{v};$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}. \quad (6)$$

c_{v1} – константа по скорости турбулентного течения продуктов в РДТТ, $c_{v1} = 7,1$;

\tilde{v}_t – рабочая переменная течения продуктов в РДТТ, которую можно определить с помощью уравнения [29–34]:

$$\frac{d\tilde{v}_t}{dt} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{v}_t + \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_k} \left((v + \tilde{v}_t) \frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_k} \right) + \frac{c_{b2}}{\sigma} \frac{\partial^2 \tilde{v}_t}{\partial x_k^2} - f_w \left(\frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma} \right) \left(\frac{\tilde{v}_t}{d} \right)^2. \quad (4)$$

Правая часть дифференциального уравнения включает четыре слагаемых, первое из которых представляет собой источник в процессе генерации турбулентности течения продуктов в РДТТ.

Данное слагаемое включает константу $c_{b1} = 0,1355$ и коэффициент, тождественно равный

$$\tilde{S} \equiv f_{v3} W + \frac{\tilde{v}_t}{k^2 d^2} f_{v2}, \quad (5)$$

который включает численное значение функции f_{v3} и для рассматриваемого течения продуктов в РДТТ может быть принят равным $f_{v3} = 1$, а также величину завихренности турбулентности течения продуктов в РДТТ, определяемую по выражению

$$W = \sqrt{2W_{ij}W_{ji}},$$

где W_{ij}, W_{ji} – средневзвешенные тензоры завихренности,

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right); \quad W_{ji} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right).$$

Коэффициент k , являющийся константой Кармана, предназначен для установления пропорциональности значений между функцией f_{v2} и расстоянием до ближайшей точки исследования турбулентности при тчении продуктов в РДТТ d . Численно константа Кармана $k = 0,41$.

Саму функцию f_{v2} можно определить на основе выражения, включающего демпферную функцию течения продуктов в РДТТ f_{v1} :

Диссипация турбулентности при тчении продуктов в РДТТ представлена вторым и третьим слагаемыми правой части дифференциального уравнения (4). Эти слагаемые вмещают турбулентное число Прандтля $\sigma = 2/3$ и константу $c_{b2} = 0,622$.

Деструкция турбулентности при тчении продуктов в РДТТ, которая происходит возле твердоопределенной стенки РД, представлена четвертым членом правой части уравнения (4) и вмещает функцию f_w ,

$$f_w = g \left(\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right)^{1/6}, \quad (7)$$

где c_{w3} – константа, которая для рассматриваемого случая течения продуктов в РДТТ может быть принята равной 2;

g – средневзвешенная переменная процесса деструкции турбулентности при тчении продуктов в РДТТ,

$$g = r + c_{w2} (r^6 - r);$$

константа $c_{w2} = 0,3$;

r – параметр процесса деструкции турбулентности при тчении продуктов в РДТТ,

$$r = \frac{\tilde{v}_t}{\tilde{S} k^2 d^2}.$$

При учете процесса вращения и характера кривизны линий тока необходимо ввести эвристическую функцию f_{r1} умножением первого слагаемого правой части дифференциального уравнения (4) на саму функцию:

$$f_{r1} = (1 + c_{r1}) \frac{2r^*}{(1 + r^*)} (1 - c_{r3} \tan^{-1}(c_{r2} \tilde{r})) - c_{r1}. \quad (8)$$

Здесь $c_{r1} = 1$, $c_{r2} = 12$, $c_{r3} = 0,7$;

$r^* = \frac{S}{W}$, где S – тензор определенно-направленных скоростей деформаций:

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ji}}; \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right); \quad S_{ji} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right);$$

\tilde{r} — функция, которую для условий течения продуктов в РДТТ можно представить зависимостью

$$\tilde{r} = \frac{2W_{ik}S_{jk}}{D^4} \left(\frac{DS_{ij}}{Dt} + (\varepsilon_{imn}S_{jn} + \varepsilon_{jmn}S_{in})\Omega_m \right), \quad (9)$$

где Ω_m — угловая скорость вращения твердого тела в виде РДТТ по отношению к оси x_m ;

$\varepsilon_{imn}, \varepsilon_{jmn}$ — компоненты, представляющие тензор, соответствующий третьему рангу Леви—Чивита;

D — коэффициент, характеризующий средне-взвешенное расстояние для условий течения продуктов в РДТТ,

$$D = \sqrt{0,5(S^2 + W^2)}.$$

Определить значение рабочей переменной течения продуктов в РДТТ \tilde{v}_t , которая включает тензор скоростей деформаций, можно с помощью дифференциального уравнения в следующем виде:

$$\frac{d\tilde{v}_t}{dt} = \tilde{c}_{b1}\tilde{S}\tilde{v}_t + \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\left(v + \frac{v_t}{\sigma} \right) \frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_k} \right) + \frac{c_{b2}}{\sigma} \frac{\partial^2 \tilde{v}_t}{\partial x_k^2} - f_w \left(\frac{\tilde{v}_t^2 \tilde{c}_{b1}}{d^2 k^2} + \frac{\tilde{v}_t^2}{d^2 \sigma} (1 + c_{b2}) \right). \quad (10)$$

Для численного моделирования должны быть определены начальные и граничные условия, определяя которые при турбулентном трехмерном течении продуктов сгорания в РДТТ будем исходить из следующих соображений. Начальные условия для всей определяемой расчетной поверхности трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ могут быть заданы параметрами невозмущенного потока продуктов сгорания. Для внешней границы трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ могут быть применены граничные условия для неотражающей поверхности. В приведенных выше моделях могут быть заданы начальные и граничные условия со значениями $\tilde{v}_t = 0$ и $\tilde{v}_t = 0,1$. Для задания условий выходной границы РД может быть применено условие Неймана, интерпретированное для трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ.

Выводы

Полученная математическая модель турбулентного трехмерного течения продуктов сгорания в РДТТ отличается от существующих тем, что включает выражения для определения коэффициентов и параметров, характеризующих условия течения продуктов в РДТТ и тензоры определенно-направленных скоростей деформаций, и, следовательно, позволяет выполнить более точное численное моделирование.

Показано, что ракетные двигатели твердого топлива могут применяться в качестве стартовых, маршевых, разгонных, тормозных, управляющих, газогенераторов и т.д. для довольно большого класса РН и КА. Также проведен аналитический обзор существующих разработок, исследований и подходов в проектировании и усовершенствовании РДТТ, который показал, что в современных РДТТ применяются топлива со значительным содержанием металлических добавок, а в аэродинамике и тепломассообмене при исследовании многофазных сред используются модель взаимопроникающих сред, инерционная и гомогенная модели. В модели взаимопроникающих сред набегающий поток принимается двухскоростным и двухтемпературным, а расчет состояния сред выполняется одновременно. В инерционной модели траектории дисперсной фазы рассчитываются после получения характеристик несущей среды. В гомогенной модели принимается, что несущая и дисперсная фазы движутся с одинаковыми скоростями, а при решении учитывается обмен массой, импульсом и энергией между фазами. Значительное увеличение мощности современных компьютеров позволяет использовать все более сложные математические модели, учитывающие взаимное влияние микро- и макромасштабных процессов в проточной части РДТТ.

Библиографический список

1. *Spalart P.R.* Detached-eddy simulation // Annual Review of Fluid Mechanics. 2009. Vol. 41, pp. 181-202. DOI: 10.1146/annurev.fluid.010908.165130
2. *Tewari A.* Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets. — Kanpur: John Wiley & Sons, 2011. — 454 p.
3. *Абузов Д.И., Бобылев В.М.* Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. — М.: Машиностроение, 1987. — 272 с.
4. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.* Теория ракетных двигателей: Учебник / Под ред. В.П. Глушко. — М.: Машиностроение, 1989. — 464 с.
5. *Алпатов А.П., Сенькин В.С.* Методическое обеспечение для выбора облика, оптимизации проектных

- параметров и программ управления полётом ракеты-носителя // *Техническая механика*. 2013. № 4. С. 146–161. URL: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2013_4_14
6. *Егоров М.Ю., Егоров Д.М.* Численное моделирование внутрикамерных процессов в бесспорном РДТТ // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. 2012. № 32. С. 36-49.
 7. *Ерохин Б.Т.* Теоретические основы проектирования РДТТ. — М.: Машиностроение, 1982. — 206 с.
 8. Исследование ракетных двигателей на твердом топливе: Сб. статей / Под ред. М. Саммерфельда; Пер. с англ. Е.П. Голубкова. — М.: Изд-во иностранной литературы, 1963. — 440 с.
 9. *Калинин В.В., Ковалев Ю.Н., Липанов А.М.* Нестационарные процессы и методы проектирования узлов РДТТ. — М.: Машиностроение, 1986. — 214 с.
 10. *Липанов А.М., Алиев А.В.* Проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 1995. — 400 с.
 11. *Милёхин Ю.М., Ключников А.Н., Бурский Г.В., Лавров Г.С.* Энергетика ракетных двигателей на твердом топливе. — М.: Наука, 2013. — 207 с.
 12. *Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю.* Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе: Учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 1968. — 535 с.
 13. *Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К.* Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе: Учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 1976. — 356 с.
 14. *Сенькин В.С., Сарычев А.П.* Выбор проектных параметров и программ управления на начальном этапе проектирования ракет-носителей // *Техническая механика*. 2014. № 3. С. 33-47. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88490>
 15. *Сенькин В.С.* К вопросу о постановке задачи оптимизации проектных параметров ракетного двигателя на твердом топливе // *Техническая механика*. 2014. № 4. С. 39-52. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88503>
 16. *Сенькин В.С.* К выбору параметров космического аппарата и апогейного ракетного двигателя на твердом топливе // *Техническая механика*. 2015. № 3. С. 18-29. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/100769>
 17. *Сенькин В.С.* Комплексная задача оптимизации проектных параметров и программ управления твердотопливной ракеты-носителя сверхлегкого класса // *Техническая механика*. 2012. № 2. С. 106-121. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88306>
 18. *Тарасов Е.В.* Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. — М.: Машиностроение, 1970. — 364 с.
 19. *Сорокин В.А., Яновский Л.С., Ягодников Д.А.* и др. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. — 317 с.
 20. *Татаренко Д.С., Шутов П.В., Ефанов В.В., Роговенко О.Н.* Способ определения баллистических характеристик неуправляемых объектов // *Вестник Московского авиационного института*. 2016. Т. 23. № 3. С. 77-83.
 21. *Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А.* Программно-методическая система оценки влияния технического состояния управляемой авиационной ракеты класса «воздух-воздух» на точность ее наведения // *Вестник Московского авиационного института*. 2016. Т. 23. № 1. С. 9-18.

DEVELOPING MATHEMATICAL MODEL OF THE 3D TURBULENT FLOW OF COMBUSTION PRODUCTS IN SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINES

Sotskov I.A.

*Machine Building Design Bureau "Iskra" named after I.I. Kartukov,
28, Petrovsko-Razumovskii proezd, Moscow, 127287, Russia
e-mail: Ivansotskov@mail.ru*

Abstract

The article presents a description of the unsteady turbulent separated incompressible 3D flows of products in solid propellant rocket engines by the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations intended

for incompressible fluids. It is shown herewith that the differential one-parameter model, proposed by Spalart-Allmaras, as well as the SARC and SALSA models can be employed to perform turbulence simulation of the 3D flow of products in solid

propellant rocket engine. These models can be applied for the averaged Navier-Stokes equations closing and simulating the unsteady turbulent separated incompressible 3D product flows in solid propellant rocket motors.

It is necessary to perform calculation of the processes, occurring inside the solid propellant rocket engine, with physical and technical characteristics determining of this engine, associated with the thrust, fuel consumption combustion chamber operation parameters etc., based on the numerical modelling methods application, in the course of the solid propellant engines development and design. Mathematical models were proposed herewith for describing transients with igniter actuation; with warming-up, further ignition and solid propellant burning transients. They describe as well the non-stationary transients from the simple to heterogenic flow, originating due to the movement of air and solid propellant products formed in the combustion chamber of the rocket engine; and those associated with the process of the solid propellant rocket engine plug movement.

Of all types of rocket engines employed as propulsion systems for various purpose aircraft, solid propellant rocket engines, along with the liquid propellant rocket engines, are the most widespread ones. This fact is being confirmed by the widespread application of solid fuel rocket engines as cruising propulsion systems in the objects from operational tactical missiles to launch vehicles of various classes; the solid fuel rocket engines application for braking wasted stages of launch vehicles; as well as for the spacecraft extra acceleration while transitions from transfer orbits to the required final orbits. Besides, the propulsion systems based on solid propellant rocket engines have found wide application as boosters with the purpose of increasing the energy capabilities of launch vehicles and expand the range of target tasks they are solving. The foregoing determines the relevance of the research. This research associates with the modern methodological support development, which includes the problems formulation; creation of mathematical models, algorithms and programs for solving the problems of the initial stage of the objects designing and, in particular, creation of a method for calculating the 3D flow of combustion products in solid fuel rocket engines of promising aircraft devices.

Keywords: three-dimensional fuel flow, solid-fuel rocket engines, mathematical model of rocket engine.

References

1. Spalart P.R. Detached-eddy simulation. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2009, vol. 41, pp. 181–202. DOI: 10.1146/annurev.fluid.010908.165130
2. Tewari A. *Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets*. Kanpur, John Wiley & Sons, 2011, 454 p.
3. Abugov D.I., Bobylev V.M. *Teoriya i raschet raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Theory and calculation of solid fuel rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 272 p.
4. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigatelei* (Theory of rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 464 p.
5. Alpatov A.P., Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2013, no. 4, pp. 146–161. URL: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2013_4_14
6. Egorov M.Yu., Egorov D.M. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2012, no. 32, pp. 36–49.
7. Erokhin B.T. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya RDTT* (Theoretical bases of design of RDTT), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 206 p.
8. Summerfield M. (ed.) *Solid Propellant Rocket Research*. New York – London, Academic Press, 1960, 692 p. DOI: 10.2514/4.864766
9. Kalinin V.V., Kovalev Yu.N., Lipanov A.M. *Nestatsionarnye protsessy i metody proektirovaniya uzlov RDTT* (Non-stationary processes and design methods of the SFRE subassemblages), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 214 p.
10. Lipanov A.M., Aliev A.V. *Proektirovanie raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Design of solid fuel rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1995, 400 p.
11. Milekhin Yu.M., Klyuchnikov A.N., Burskii G.V., Lavrov G.S. *Energetika raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Power engineering of rocket engines on solid fuel), Moscow, Nauka, 2013, 207 p.
12. Orlov B.V., Mazing G.Yu. *Termodinamicheskie i ballisticheskie osnovy proektirovaniya raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Thermodynamic and ballistic basics of rocket engines on solid fuel designing), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 535 p.
13. Razumeev V.F., Kovalev B.K. *Osnovy proektirovaniya ballisticheskikh raket na tverdom toplive* (Fundamentals of ballistic missiles on solid fuel designing), Moscow, Mashinostroenie, 1976, 356 p.
14. Sen'kin V.S., Sarychev A.P. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2014, no. 3, pp. 33–47. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88490>
15. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2014, no. 4, pp. 39–52. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88503>
16. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2015, no. 3, pp. 18–29. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/100769>

17. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2012, no. 2, pp. 106-121. URL: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88306>
18. Tarasov E.V. *Algoritm optimal'nogo proektirovaniya letatel'nogo apparata* (Algorithm for optimal aircraft designing), Moscow, Mashinostroenie, 1970, 364 p.
19. Sorokin V.A., Yanovskii L.S., Yagodnikov D.A. et al. *Proektirovanie i otrabotka raketno-pryamotochnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Design and development of rocket-ramjet engines on solid fuel), Moscow, MGTU im. N. E. Baumana, 2016, 317 p.
20. Tatarenko D.S., Shutov P.V., Efanov V.V., Rogovenko O.N. Uncontrolled objects ballistic characteristic calculation technique. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 77-83.
21. Zakharov I. V., Trubnikov A. A., Reshetnikov D. A. Program-methodic system for the impact of guided aircraft missile of "air-to-air" class technical state on its guidance accuracy. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 9-18.