

Комплексное моделирование движения летательных аппаратов и процессов горения в двигателях на основе анизотропных топлив

© Ю.И. Димитриенко, И.Д. Димитриенко, М.Н. Коряков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Предложена модель совместного расчета аэробаллистических характеристик неуправляемых летательных аппаратов и характеристик горения в камере сгорания двигательных установок с анизотропными твердыми топливами. Модель позволяет осуществлять комплексное исследование взаимовлияния процессов анизотропного горения топлив и аэробаллистических характеристик аппаратов. Приведен численный пример комплексного моделирования, демонстрирующий возможности модели для исследования влияния анизотропии топлив на характеристики аппаратов.

Ключевые слова: горение, газодинамика, анизотропные твердые топлива, численное моделирование, комплексное моделирование.

Введение. Траектория полета летательных аппаратов с двигателями на основе твердых топлив, как известно [1–4], регулируется не только системой управления, но и особенностями процессов горения самих топлив. В связи с появлением твердых топлив с переменным составом, в том числе конструктивно-анизотропных топлив [5], для которых имеется возможность формирования переменного состава для обеспечения меняющейся тяги двигательной установки, возник интерес к взаимосвязанному, комплексному моделированию аэробаллистических характеристик ЛА и процессов горения топлив в камерах сгорания ДУ. Цель настоящей работы — разработка такого комплексного метода расчета движения летательных аппаратов и процессов горения в двигателях на основе анизотропных топлив.

Расчет аэробаллистических параметров ЛА. Рассмотрим систему уравнений, описывающую плоское движение ЛА с твердотопливной ДУ в системе координат Ox_i [4]:

$$\frac{dV_\infty}{dt} = \frac{1}{m} \left((P(H, t) - X_1 - X_g) \cos \alpha - Y_1 k_p \sin \alpha \right) - \frac{g_0 R^2}{(R + H)^2} \sin \vartheta,$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{1}{mV_\infty} \left((P(H, t) - X_1 - X_g) \sin \alpha + Y_1 k_p \cos \alpha \right) - \frac{g_0 R^2}{V_\infty (R + H)^2} \cos \vartheta,$$

$$\frac{dH}{dt} = V_\infty \sin \vartheta,$$

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{V_\infty \cos \vartheta}{R + H}, \quad (1)$$

$$\alpha = \eta + \varphi(t) - \vartheta,$$

где $m = m_0 - \int_0^t \dot{m}(t') dt'$ — масса ЛА; $P(H, t) = \dot{m} g_0 P_f^0 (1 - (1 - \xi)\pi(H))$ — сила

тяги; $X_1 = \frac{k}{2} M^2 p_\infty(H) c_x(H, M, \alpha) S_M$ — сила аэродинамического сопро-

тивления в осях, связанных с осью ЛА; $Y_1 = \frac{k}{2} M^2 p_\infty(H) c_y(H, M, \alpha) S_M$ —

подъемная сила в осях, связанных с осью ЛА; $k_p = \frac{x_{1p} - x_{1s}}{x_{1g} - x_{1s}}$ — коэф-

фициент, характеризующий распределение масс ЛА; X_g, Y_g — про-
екции управляющей силы на связанную систему координат; $p_\infty(H) =$
 $= R_\infty \rho_\infty(H) \theta_\infty(H) = p_\infty^0 \pi(H)$ — давление невозмущенного потока воз-

духа на высоте H ; $M_\infty = \frac{V_\infty}{\sqrt{\gamma \rho_\infty(H) \theta_\infty(H)}}$ — число Маха для скорости

движения ЛА.

Здесь также обозначены:

V_∞ — скорость движения центра масс ЛА (м/с) в скоростной систе-
ме координат; g_0 — ускорение свободного падения (м/с²); m — мас-
са ЛА (кг/м³); $\dot{m}(t')$ — удельный массовый расход топлива (1/с); R —
радиус Земли (м); H — высота полета над поверхностью Земли (м);
 k — показатель адиабаты атмосферы; c_x — коэффициент лобового
сопротивления ЛА в связанной системе координат; c_y — коэффици-
ент подъемной силы ЛА; P_f^0 — удельная тяга двигателя в пустоте на
поверхности Земли (с); P_f — удельная тяга двигателя ЛА в пустоте
на высоте H , (с); $\xi = P_{уд} / P_{уд}^0$ — относительная тяга на высоте H (1);
 $p_\infty(H)$ — атмосферное давление на высоте $H(t)$, (Па); $p_\infty^0 = R_\infty \rho_\infty(0) \theta_\infty(0) =$
 $= 1$ атм — атмосферное давление на поверхности Земли; $\pi(H) =$
 $= p_\infty(H) / p_\infty^0$ — табличная функция (1); $\rho_\infty(H)$ — плотность воздуха на
высоте $H(t)$ (кг/м³); $\theta_\infty(H)$ — температура воздуха на высоте $H(t)$ (К);
 R_∞ — газовая постоянная воздуха (Дж/(кг·К)); M_∞ — число Маха отно-
сительно невозмущенного потока воздуха; S_M — площадь миделя раке-
ты (м²); α — угол атаки; φ — угол тангажа; ϑ — угол наклона вектора
скорости ЛА к местному горизонту; η — местный угол положения ЛА
относительно центра Земли и начальной точки старта; x_{1p}, x_{1s}, x_{1g} —

расстояния по оси ЛА от носка до центра давления, центра масс и точки приложения управляющей силы (м).

К системе (1) присоединяются начальные условия старта ЛА с начальным углом наклона

$$t = 0: V_{\infty} = 0, \eta = 0, H = 0, \vartheta = \vartheta_0. \quad (2)$$

Для плоской баллистической траектории движения ЛА (без бокового маневра) дальность полета определяется после решения системы (1) с помощью соотношения $L_{\max} = \eta R$. Функции $\rho_{\infty}(H)$ и $\theta_{\infty}(H)$ характеризуют состояние атмосферы и являются табличными, приближенные аналитические зависимости для них имеют вид [6]

$$\rho_{\infty}(H) = \rho_{\infty}^0 \exp(-\beta_0 H), \quad (3)$$

$$\theta_{\infty}(H) = \theta_{\infty i} + (\theta_{\infty i+1} - \theta_{\infty i}) \left(\frac{H - H_i}{H_{i+1} - H_i} \right),$$

где $H_i \leq H \leq H_{i+1}$, $i = 0, \dots, 4$.

Значения констант $\theta_{\infty i}$, H_i приведены в таблице, $\beta_0 = 0,15 \text{ K}^{-1}$.

Таблица

Значения констант $\theta_{\infty i}$, H_i , β_0

Константы	$i = 0$	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$	$i = 5$
H_i , км	0	11	25	46	54	80
$\theta_{\infty i}$, К	288	217	217	274	274	183

Для решения задачи аэробаллистики (задачи движения ЛА) (1), (2) должны быть заданы следующие параметры:

$$m_0, \dot{m}(t'), P_{уд}(t), P_{уд}^0, S_M, x_{1g}, x_{1s}, x_{1p}, c_x, c_y, \varphi(t), \alpha(t). \quad (4)$$

Управление движением ЛА осуществляется с помощью выбора тяги $P_f(t)$, массового расхода $\dot{m}(t')$, угла тангажа $\varphi(t)$ и угла атаки $\alpha(t)$. В данной работе управление полагалось выбранным таким образом, чтобы угол атаки не изменялся за все время движения ЛА.

Расчет коэффициентов аэродинамического сопротивления ЛА. Коэффициенты аэродинамического сопротивления c_x , c_y определяются либо экспериментально, либо численным путем, для чего решается внешняя задача аэрогазодинамики движения ЛА на высоте H , с числом Маха M и углом атаки α . Методика ее численного решения, использованная в данной работе, описана в [7].

В системе координат, связанной с направлением оси ЛА, аэродинамические коэффициенты сопротивления вычисляются по формулам

$$c_x = c_1 = \frac{1}{q} \int_{\Sigma} pn_1 d\Sigma, \quad c_y = c_2 = \frac{1}{q} \int_{\Sigma} pn_2 d\Sigma, \quad c_z = c_3 = \frac{1}{q} \int_{\Sigma} pn_3 d\Sigma,$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S_M, \quad (5)$$

где q — скоростной напор на ЛА; S_M — площадь миделя.

Результаты расчетов аэродинамических коэффициентов по указанному способу на основе 3D геометрических моделей обтекания ЛА классической формы, состоящей из сферического затупления, конуса и цилиндра, показаны на рис. 1.

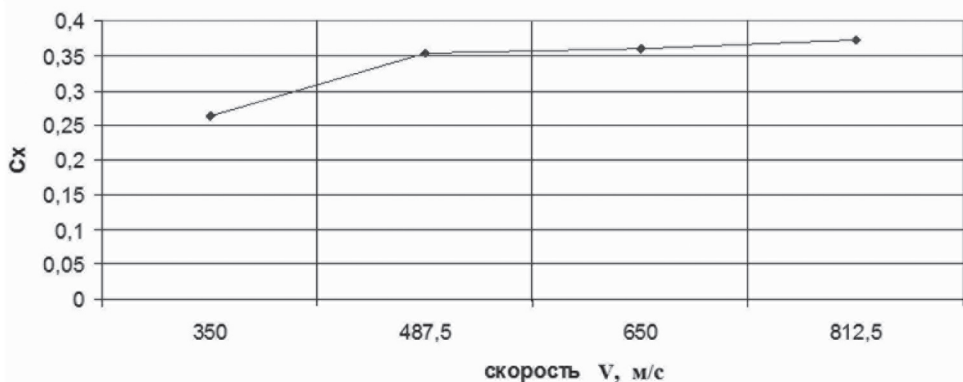


Рис. 1. Результаты расчетов аэродинамических коэффициентов на основе аэрогазодинамических расчетов для ЛА с классической геометрической формой

Система уравнений газодинамики продуктов горения топлива в рабочем тракте РДТТ. Для расчетов характеристик двигательной установки: удельного массового расхода топлива $\dot{m}(t')$ и удельной тяги двигателя ЛА в пустоте P_f используются формулы [4]

$$P_f = \frac{v_{out} p_{out}}{g_0} + \frac{S_{out} p_{out}}{\dot{m} g_0}, \quad \dot{m} = \rho_s D S_c, \quad (6)$$

где v_{out} , p_{out} — скорость и давление продуктов сгорания при выходе из сопла ДУ; S_{out} — площадь выходного сечения раструба сопла ДУ; ρ_s — плотность твердого топлива; D — скорость горения топлива; $S_c(t)$ — площадь горения топлива в ДУ. Для расчета этих параметров воспользуемся методикой численного решения внутренней задачи газодинамики течения продуктов сгорания в рабочем тракте ДУ.

Рассмотрим модель мгновенного сгорания твердого топлива [7–9], в которой топливо, сгорая, сразу переходит в газовую фазу, состоящую из продуктов сгорания, образование к-фазы учитывать не будем. Движение продуктов сгорания в камере сгорания рассматривается в рамках системы уравнений динамики идеального нетеплопроводного газа, состоящей из уравнения неразрывности, уравнений движения и уравнения энергии. Записанная в бескоординатной форме, эта система уравнений в неподвижной системе координат, связанной с поверхностью горения твердого топлива, имеет следующий вид [5]:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \mathbf{c} \cdot \nabla \rho + \nabla \cdot \rho \mathbf{v} = 0, \\ \frac{\partial \rho \mathbf{v}}{\partial t} + \mathbf{c} \cdot \nabla \otimes \rho \mathbf{v} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v} + p \mathbf{E}) = 0, \\ \frac{\partial \rho E}{\partial t} + \mathbf{c} \cdot \nabla \rho E + \nabla \cdot ((\rho E + p) \mathbf{v}) = 0, \end{cases} \quad (7)$$

$$p = R\rho\theta, \quad e = c_v\theta, \quad E = e + |\mathbf{v}|^2/2.$$

Здесь ρ — плотность газа; t — время; E — полная энергия газа; e — внутренняя энергия; c_v — теплоемкость при постоянном объеме; θ — температура газа; $|\mathbf{v}|^2 = v^i v_i$ — квадрат модуля скорости; p — давление; R — газовая постоянная ($R = \mathbb{R}/\mu$; μ — молекулярная масса газа; \mathbb{R} — универсальная газовая постоянная); \mathbf{E} — метрический тензор; ∇ — набла-оператор Гамильтона [10]; \mathbf{c} — вектор движения поверхности горения.

Решение системы уравнений газодинамики (7) ищется в фиксированной неподвижной области $V(t)$, соответствующей начальной геометрии рабочего тракта ДУ (камера сгорания с топливом и сопло). Компоненты вектора \mathbf{c} в подвижной системе координат \hat{X}^j , связанной с поверхностью горения, вычисляются по формуле [5]

$$c^\alpha = D \left(\sum_{j=1}^3 (\hat{P}_j^\alpha)^2 \right)^{1/2}, \quad (8)$$

где \hat{P}_j^α — компоненты якобиевой матрицы преобразования неподвижных координат X^j в подвижные \hat{X}^j . Скорость горения топлива D зависит от давления p продуктов сгорания на твердой поверхности горения:

$$D = D_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^v, \quad \text{здесь } D_0, v \text{ — характеристики топлива; } p_0 = 10^5 \text{ Па.}$$

Вследствие неоднородности топлива его скорость горения является

переменной функцией в разных зонах топлива, поэтому характеристики топлива являются функциями координат: $D_0(\mathbf{x})$, $v(\mathbf{x})$.

Рассматриваются пять типов граничных условий для системы уравнений (7).

На границе Σ_1 , представляющей собой твердую непроницаемую стенку (стенки сопла), к системе (1) присоединяется граничное условие прилипания:

$$\mathbf{v} = 0. \quad (9)$$

На твердой границе Σ_2 горения твердого топлива, рассматривается условие массоприхода, которое дополняется условием задания температуры поверхности горения

$$\mathbf{v} \cdot \mathbf{n} = -\frac{1}{\rho}(\rho_s - \rho)D, \quad \theta = \theta_c,$$

где ρ_s — плотность топлива; θ_c — температура поверхности горения; \mathbf{n} — вектор нормали.

В начальный период времени работы РДГТ происходит затекание в камеру сгорания горячих газов, образующихся при работе воспламенителя. На этой границе входа потока Σ_3 задаются следующие условия:

$$\rho = \rho_e, \quad \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} = v_e, \quad \theta = \theta_e, \quad (10)$$

где ρ_e , v_e , θ_e — заданные значения.

После воспламенения основного топлива, начинается рост давления в КС. Как только давление достигает некоторого предельного значения, разрушается заглушка в сопле и происходит истечение продуктов сгорания через сопло наружу. На дозвуковой границе выхода потока Σ_4 из сопла задается условие [7]

$$\rho = \rho_e. \quad (11)$$

На сверхзвуковой границе выхода потока Σ_4 не задаются никакие граничные условия.

На плоскости симметрии Σ_5 заряда твердого топлива задаются условия симметрии:

$$\frac{\partial \rho}{\partial n} = 0, \quad \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} = 0, \quad \frac{\partial \theta}{\partial n} = 0. \quad (12)$$

Начальные условия к системе (1)–(5) имеют вид

$$t = 0: \quad \rho = \rho_0, \quad \mathbf{v} = 0, \quad E = c_V \theta_0, \quad (13)$$

где ρ_0 , θ_0 — заданные значения.

После решения задачи (7)–(13) вычислим параметры продуктов сгорания: v_{out}, p_{out} : $v_{out} = \mathbf{v}(\mathbf{x}|_{S_c}, t) \cdot \mathbf{1}$, $p_{out} = p(\mathbf{x}|_{S_c}, t)$, а также значение $S_c(t)$ переменной поверхности горения топлива.

Методы численного решения задач аэробаллистики и внутренней газодинамики. Для решения системы задач (1), (2) и (7)–(13) вводилось два масштаба времени — «медленное» время \bar{t} , соответствующее характерным значениям времени процесса выгорания топлива (секунды), и «быстрое» время τ , соответствующее характерным значениям установления потока продуктов сгорания (миллисекунды). Задача газодинамики (7)–(13) решалась при фиксированных, меняющихся только параметрически, значениях времени \bar{t} , поверхность горения при этом рассматривалась как функция $S_c(\bar{t})$. Для численного решения системы уравнений (3)–(7) был применен метод ленточных адаптивных сеток [7], использующий разностную схему типа предиктор-корректор 2-го порядка аппроксимации. Генерация адаптивной конечно-разностной сетки осуществлялась с помощью программы Sigma, разработанной на кафедре ФН-11 [11]. Введение подвижных адаптивных координат позволяет не пересчитывать разностную сетку по мере выгорания топлива, а использовать для этих целей одну и ту же исходную сетку.

Для численного решения системы уравнений (1) применялись численные методы решения систем нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений: методы Рунге—Кутты, пошаговый метод с явной и неявной разностной схемой, для решения которой применяется модифицированный метод Ньютона.

Результаты численного моделирования. Была рассмотрена геометрия твердотопливного заряда цилиндрической формы [12, 13]. Свойство анизотропии скорости горения топлива обусловлено наличием у него неоднородной структуры, так называемой структурной анизотропии, вследствие которой горение топлива происходит неравномерно: на участках с большими значениями скорости горения D образуются новые участки горения, что приводит к возрастанию давления в камере сгорания. Был рассмотрен случай, когда неоднородность топлива имела многокольцевую форму, в форме четырех концентрических колец, вследствие чего при горении топлива образовывались четыре кольцевых канала, распространяющихся по оси цилиндра. Изменение геометрической формы такого заряда показано в работе [5].

Были рассмотрены три варианта анизотропного топлива, отличающиеся длиной участка анизотропии L , выбраны безразмерные значения этого параметра $l = 0,4, 0,6$ и $0,8$. В работе [5] приведены результаты расчетов газодинамических параметров движения продуктов сгорания

в рабочем тракте ДУ в различные моменты времени. На рис. 3 показана характерная кривая изменения безразмерного давления $\bar{p} = p / p_0$ в камере сгорания в окрестности клиновидной части топлива в различные моменты безразмерного времени, где p_0 — характерная величина давления в камере сгорания. На начальной стадии горения из-за быстрого образования новых участков поверхности горения топлива давление повышается и достигает максимальных значений. Затем по мере выгорания площадь поверхности горения топлива уменьшается и давление падает. Вследствие кольцевой структуры анизотропного топлива, его геометрическая форма остается самоподобной, площадь поверхности горения стабилизируется, и также стабилизируется участок с пониженным давлением.

Увеличение значения параметра l приводило к увеличению продолжительности начального горения топлива и уменьшению (второго) маршевого участка движения ЛА.

На рис. 2 показаны сравнительные кривые изменения давления в ДУ для трех рассмотренных вариантов. Все расчеты в данном разделе приведены при углах старта $\vartheta = 80^\circ$ и нулевом угле атаки.

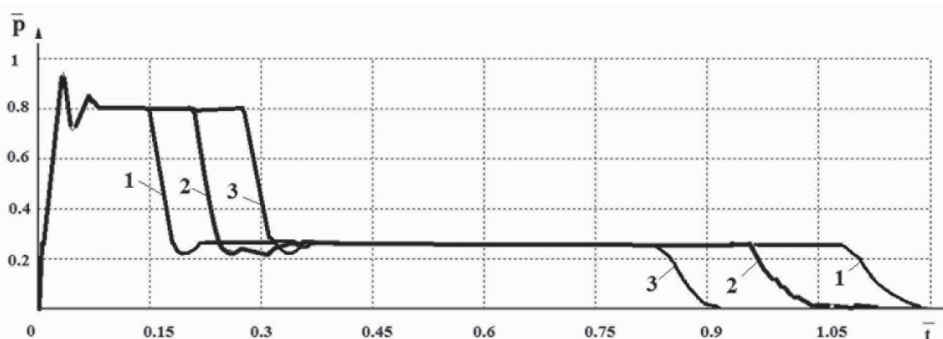


Рис. 2. Расчетные кривые давления $p(t)$ в камере сгорания РДТТ с анизотропным топливом при различных значениях параметра l : 1...0,4, 2...0,6 и 3...0,8

На рис. 3 показаны сравнительные кривые удельного импульса тяги $P_f(t)$ ДУ в полете модельного ЛА с РДТТ на основе трех рассмотренных вариантов анизотропного топлива.

На рис. 4–6 можно видеть изменение числа Маха $M(t)$, высоты полета $H(t)$, дальности полета $L(t)$ модельного ЛА с РДТТ на основе трех рассмотренных вариантов анизотропного топлива.

В результате проведенных исследований было установлено, что увеличение начального участка горения топлива приводит к уменьшению общего времени работы ДУ, увеличению скорости полета ракеты

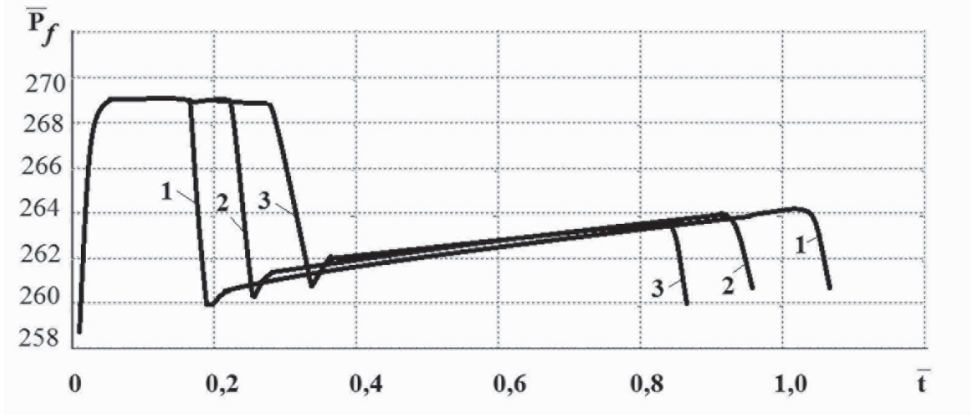


Рис. 3. Изменение безразмерного удельного импульса тяги ДУ в полете модельного ЛА с РДТТ на основе анизотропных топлив при различных значениях параметра l : 1...0,4, 2...0,6 и 3...0,8

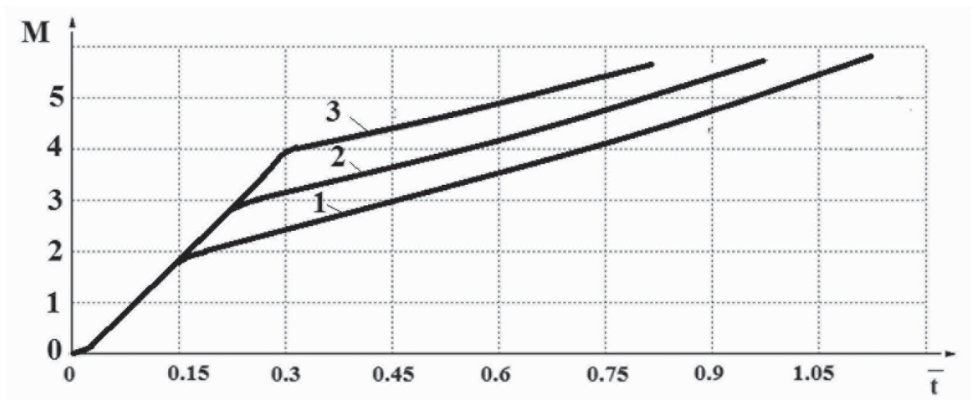


Рис. 4. Изменение во времени числа Маха движения модельного ЛА с РДТТ на основе анизотропных топлив при трех различных вариантах параметра l : 1...0,4, 2...0,6 и 3...0,8

на маршевом участке полета на 0,6 М, небольшому повышению высоты полета $H(t)$ на маршевом участке и уменьшению максимальной дальности полета L_{\max} за счет уменьшения суммарного времени полета ЛА.

Выводы. Предложен метод совместного расчета аэробаллистических характеристик неуправляемых летательных аппаратов и характеристик горения в камере сгорания двигательных установок с анизотропными твердыми топливами. Показано, что данный метод позволяет осуществлять комплексное исследование взаимовлияния процессов анизотропного горения топлив и аэробаллистических характеристик аппаратов. Приведен численный пример комплексного моде-

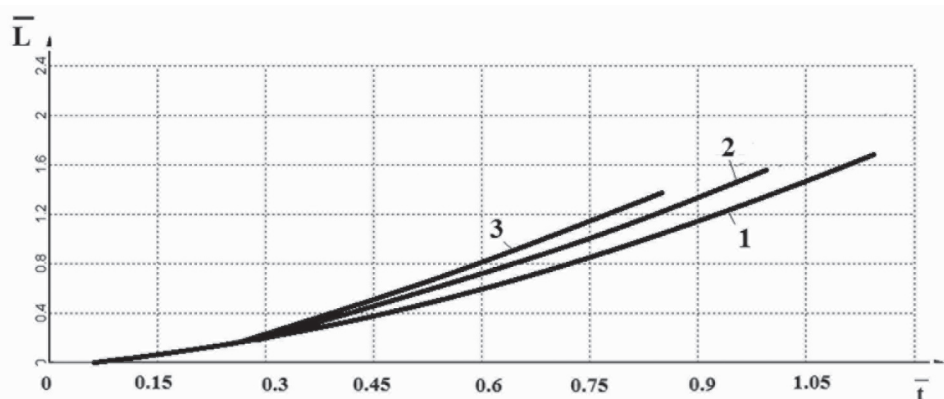


Рис. 5. Изменение во времени безразмерной дальности полета L модельного ЛА с РДТТ на основе анизотропных топлив при трех различных вариантах параметра l : 1...0,4, 2...0,6 и 3...0,8

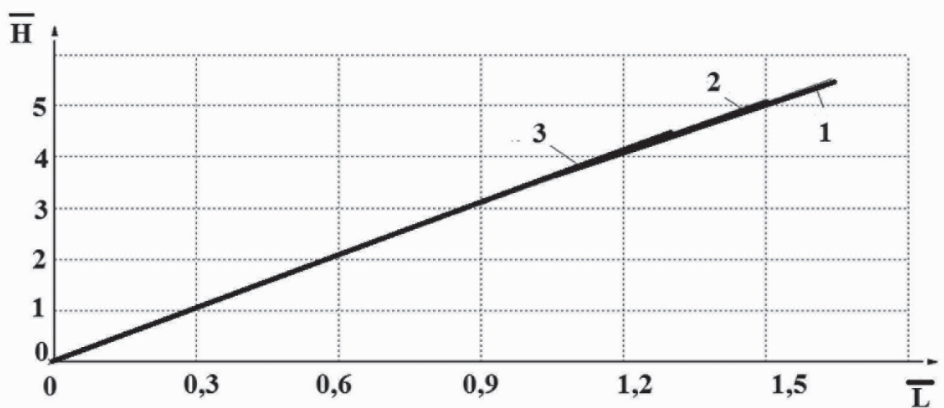


Рис. 6. Траектория полета (зависимость безразмерной высоты H от безразмерной дальности L) модельного ЛА с РДТТ на основе анизотропных топлив при трех различных вариантах параметра l : 1...0,4, 2...0,6 и 3...0,8

лирования, демонстрирующий возможности метода для исследования влияния анизотропии топлив на характеристики движения летательных аппаратов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (номер НИР 1.5433.2011) и РФФИ (грант № 12-08-00998-а).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Липанов А.М., Алиев А.В. *Проектирование ракетных двигателей твердого топлива*. Москва, Машиностроение, 1995.
- [2] Калинин В.В., Ковалев Ю.Н., Липанов А.М. *Нестационарные процессы и методы проектирования узлов РДТТ*. Москва, Машиностроение, 1986.

- [3] Ерохин Б.Т. *Теория внутрикамерных процессов и проектирования РДТТ*. Москва, Машиностроение, 1991.
- [4] Синоков А.М., Волков Д.И., Львов А.И., Шишкевич А.М. *Баллистическая ракета на твердом топливе*. Москва, Воениздат, 1972, 512 с.
- [5] Димитриенко Ю.И., Кулагин Ю.А., Ярмола А.П. Моделирование газодинамических процессов в камерах сгорания двигателей с анизотропными твердыми топливами. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*. Спец. вып., 2011, с. 100–110.
- [6] Димитриенко Ю.И. *Механика композиционных материалов при высоких температурах*, Москва, Машиностроение, 1997, 366 с.
- [7] Димитриенко Ю.И., Котенев В.П., Захаров А.А. *Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2011, 280 с.
- [8] Димитриенко Ю.И., Изотова С.Г., Ануфриев С.Н., Захаров А.А. Численное моделирование трехмерных газодинамических процессов в камерах сгорания РДТТ на основе метода геометрически-адаптивных сеток. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2005, № 3, с. 139–146.
- [9] Димитриенко Ю.И., Димитриенко И.Д. Численное моделирование процессов горения смесевых твердых топлив. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2001, № 2.
- [10] Димитриенко Ю.И. *Тензорное исчисление*. Москва, Высшая школа, 2001, 560 с.
- [11] Димитриенко Ю.И., Захаров А.А. Автоматизированная система для моделирования газовых потоков методом ленточных адаптивных сеток. *Информационные технологии*, 2009, № 6, с. 12–16.
- [12] Смирнов Н.Н., Димитриенко И.Д. Исследование конвективного горения в сжимаемом твердом топливе с продольными каналами. *Физика горения и взрыва*, 1990, № 4, с.14–22.
- [13] Рычков А.Д. *Математическое моделирование газодинамических процессов в каналах и соплах*. Новосибирск, Наука, 1988.

Статья поступила в редакцию 27.06.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Димитриенко Ю.И., Димитриенко И.Д., Коряков М.Н. Комплексное моделирование движения летательных аппаратов и процессов горения в двигателях на основе анизотропных топлив. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 9. URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/technic/1120.html>

Димитриенко Юрий Иванович родился в 1962 г., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова в 1984 г. Д-р физ.-мат. наук, профессор, заведующий кафедрой «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана, действительный член академии инженерных наук. Автор более 250 научных работ в области вычислительной механики, нелинейного тензорного анализа, термомеханики композитов, математического моделирования в материаловедении. e-mail: dimit.bmstu@gmail.com

Димитриенко Ирина Донатовна окончила МГУ им. М.В. Ломоносова в 1984 г. Канд. физ.-мат. наук, ведущий научный сотрудник. Научно-образовательного центра

«Суперкомпьютерное инженерное моделирование и разработка программных комплексов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 40 научных работ по газодинамике горения твердых топлив, вычислительной механике. e-mail:irina.dimit@gmail.com

Коряков Михаил Николаевич родился в 1987 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2010 г. Аспирант кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 10 работ в области вычислительной газодинамики.