

Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 62–69.
Aerospace MAI Journal, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 62–69.

Научная статья
УДК 621.45.05
DOI: 10.34759/vst-2023-2-62-69

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАЗГОННОГО БЛОКА ПРИ ЕГО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ

Иван Андреевич Соцков

Мытищинский машиностроительный завод,
Мытищи, Московская область, Россия
ivansotskov@mail.ru

Аннотация. Описано согласование проектных характеристик полученных по уточненной трехмерной модели течения продуктов сгорания ракетного двигателя твердого топлива, входящего в состав разгонного блока, с характеристиками, полученными экспериментально, что является составной частью методологии организации и проведения летных испытаний. Проектирование программных изделий на основе разработанного метода позволяет в конечном итоге уменьшить количество летных испытаний и тем самым снизить стоимость разработки новых образцов.

Ключевые слова: проектные параметры разгонного блока, расчет проектных параметров, расчет тяги для разгонного блока, оптимизация параметров разгонного блока

Для цитирования: Соцков И.А. Выбор проектных параметров разгонного блока при его экспериментальной отработке // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 62–69. DOI: 10.34759/vst-2023-2-62-69

Original article

THE UPPER STAGE PROJECT PARAMETERS SELECTION WHILE ITS EXPERIMENTAL WORK-OUT

Ivan A. Sotskov

Mytishchi Machine-Building Plant,
Mytishchi, Moscow region, Russia
ivansotskov@mail.ru

Abstract

At present, upper stages are the main means for implementing a wide range of transport tasks of delivering payloads to various near-Earth orbits, as well as to the planets of the solar system. The “D” upper stage is the basic one in our country. In a number of cases, the two-staged upper stage, incorporating the “D” upper stage (the first stage) and “Frigate” as a second one, is proposed to be employed. The upper stage “Breese” is being employed of late as a part of the “Proton” launch vehicle to solve a number of transport tasks. A new oxygen-hydrogen upper stage is being planned to be developed as well. The fact that upper stages are equipped with liquid propellant rocket engines is associated with their higher thrust impulse compared to the solid propellant rocket motors. However, a very simple design and relatively high reliability make solid propellant rocket engines practically indispensable in solving a number of especially important transport tasks. A solid propellant engine, with which final acceleration up to the speed corresponding to the speed of movement on the final circular orbit, engine may be employed for bringing a spacecraft from a transitional orbit to the final circular one. It should be noted that such launching scheme application allows increasing the launched vehicle mass when employing the same space rocket (compared to the direct placement of a spacecraft into a circular orbit). It determines the said scheme relevance, since the obtained information allows to improving the spacecraft design quality as a whole and increasing the range of target tasks it solves. Computation of the charge geometric parameters is of special importance while the upper stage parameters selection. It is well known that flight tests allow confirming compliance of the design and other characteristics of subsystems with parameters and requirements for the spacecraft developing. Mathematical models are being corrected,

the system settings are being refined by the flight tests results, and changes are being introduced in the design if necessary. However, flight test are rather costly experiment, and the number of such experiments is strictly limited. Thus, the more accurate mathematical model and its subsystems are, the less experimental launches will be required in the future.

Keywords: upper stage design parameters, design parameters calculation, upper stage thrust calculation, rocket unit parameters optimization

For citation: Sotskov I.A. The Upper Stage Project Parameters Selection of while Its Experimental Work-Out. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 62-69. DOI: 10.34759/vst-2023-2-62-69

Введение

Сегодня разгонные блоки (РБ) являются основным средством, позволяющим выполнить широкий спектр транспортных задач по доставке полезных грузов на различные околоземные орбиты. В нашей стране базовым является разгонный блок «Д». В ряде случаев, для увеличения энергетических возможностей средств выведения в составе космических ракет-носителей (РН), предлагают использовать двухступенчатый разгонный блок, состоящий из разгонного блока «Д» (первой ступени) и разгонного блока «Фрегат» в качестве второй ступени. В последнее время для решения ряда транспортных задач в составе РН «Протон» используется разгонный блок «Бриз».

То, что разгонные блоки оснащаются жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), объясняется тем, что у ЖРД более высокий импульс тяги, чем у ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), но в то же время при решении ряда особо важных транспортных задач простая конструкция и сравнительно высокая надежность делают РДТТ практически незаменимым. Расчет геометрических параметров заряда особенно важен при выборе параметров разгонного блока.

Проектирование РБ, оснащенного РДТТ, предполагает выбор таких проектных параметров, которые обеспечивают выполнение поставленной перед РБ целевой задачи. В данной работе целевой задачей является выведение космического аппарата (КА) на конечную круговую орбиту.

Вывод на круговую орбиту может осуществляться с промежуточными эллиптическими орбитами, что позволяет увеличить массу полезной нагрузки.

С целью повышения точности моделирования расчет РДТТ осуществляется по трехмерной модели течения газа в условиях турбулентности.

Постановка задачи

Задачей исследования является выбор проектных параметров РБ и параметров двигательной установки для программного изделия разгонного блока космических аппаратов [1, 2]. Под программным изделием здесь понимается изделие, которое должно быть идентично штатному разгонному блоку по конфигурации корпуса, размерам, массогабаритным параметрам, характеристикам двигательной установки. Программные изделия должны быть оснащены средствами для измерения в требуемом диапазоне кинематических параметров и параметров работы двигательной установки. Необходимо разработать

модель расчета тяговых характеристик, которая строится из условия приближения к тяговым характеристикам, получаемым в результате экспериментов на реальном РДТТ.

Следует отметить, что задача оптимизации ключевых проектных параметров и программ управления РДТТ значительно отличается от аналогичной задачи для ЖРД. Основное отличие состоит в том, что для жидкостных РБ программы, необходимые для изменения тяги маршевых двигателей, могут быть обеспечены соответствующей регулировкой секундного расхода продуктов сгорания ракетного топлива. Регулировка же тяги РДТТ технически сложна, а изменение тяги во времени в этом случае определяется начальными конфигурациям зарядов и характеристиками твердых ракетных топлив. Это приводит к необходимости оптимизации расчетных параметров РБ и программ управления движением, а также расчетных параметров РДТТ. При этом в состав оптимизируемых параметров должны входить геометрические параметры, характеризующие исходные конфигурации РДТТ.

В качестве целевой функции $I = I(a_{\text{РН}}, a_{\text{ДУ}}, x, t)$ рассматривается квадрат среднеинтегрального отклонения программы изменения тяги РДТТ [3] на основном режиме работы от программы, определяемой из эксперимента:

$$I = I(a_{\text{РБ}}, a_{\text{ДУ}}, \mathbf{x}) = \int_0^{t_{\text{ос}}} [P(a_{\text{РБ}}, a_{\text{ДУ}}, \mathbf{x}, t) - P_{\text{экс}}(t)]^2 dt \rightarrow \min, \quad (1)$$

где P – расчетный закон изменения тяги;

$a_{\text{РБ}}$ – вектор основных проектных параметров РБ;

$a_{\text{ДУ}}$ – вектор оптимизируемых параметров маршевого РДТТ;

$P_{\text{экс}}$ – экспериментальный закон изменения тяги;

$\mathbf{x} = (x_j), j = 1, r$ – вектор фазовых переменных;

$t_{\text{ос}}$ – продолжительность основного режима работы маршевого РДТТ.

Зависимость целевой функции от вектора основных проектных параметров РБ $a_{\text{РБ}}$ и вектора проектных параметров РДТТ $a_{\text{ДУ}}$ дает возможность в конечном итоге решить комплексную задачу совместной оптимизации основных проектных параметров РБ и проектных параметров маршевого РДТТ.

Введение в состав основных проектных параметров РБ части оптимизируемых параметров РДТТ, таких как давление в камере сгорания, диаметр среза сопла, объясняется тем, что эти параметры в конечном итоге влияют на величину целевого функционала (1), а также

на внешнебаллистические, энергетические, массогабаритные характеристики РБ.

Оптимизированные параметры двигателя целесообразно разделить на две группы: $a_{\text{дв}} = \{c, s\}$. В первую группу [вектор $c = (c_j)$, $j = 1, m$] входят структурные параметры, изменяющиеся дискретно и определяющие внешний вид, конструкцию, состав и конструктивную компоновку двигателя. Во вторую группу входят основные проектные параметры двигателя [вектор $s = (s_j)$, $j = 1, l$], изменяющиеся непрерывно, что позволяет определить начальную конфигурацию заряда [1,2, 4–10].

С учетом изложенного задача оптимизации проектных параметров РДТТ в рамках программного изделия РБ может быть сформулирована следующим образом. Необходимо определить оптимальные значения геометрических параметров заряда РДТТ (вектор s^*), которые при заданных значениях основных проектных параметров РДТТ (вектор $a_{\text{дв}}$), оптимизированных с параметрами РБ ($a_{\text{РБ}}$), доставляют минимальное значение следующей целевой функции:

$$I(c, s, x) = \int_0^{t_{\text{эк}}} [\mathbf{P}(a_{\text{РБ}}, \alpha_{\text{дв}}, c, s, x, t) - P_{\text{экс}}(t)]^2 dt \rightarrow \min$$

при ограничениях:

$$c \in \widetilde{C}^m; s \in \widetilde{S}^l; x \in \widetilde{X}^r; P_{\text{РБ}} \in \widetilde{P}_{\text{РБ}}^n; V_l \leq V_{\text{пор}};$$

$$F = R(Z), Z = \widetilde{C}^m \widetilde{S}^l \widetilde{X}^r \widetilde{P}_{\text{РБ}}^n,$$

где \widetilde{C}^m – замкнутая область, в которой может принимать значения вектор c ; \widetilde{S}^l , \widetilde{X}^r , $\widetilde{P}_{\text{РБ}}^n$ – замкнутые области, в которых могут принимать значения векторы s , x , $P_{\text{РБ}}$, соответственно; V_l – расчетная скорость газового потока на выходе из канала заряда; $V_{\text{пор}}$ – значение пороговой скорости газового потока, при которой возникает эрозионное горение, $F = R(z)$ – множество выходных характеристик разгонного блока, Z – множество всех варьируемых параметров разгонного блока $z(c, s, x, P_{\text{РБ}})$, R – оператор математической модели программного изделия.

Входящая в целевую функцию требуемая программа изменения тяги маршевого РДТТ $P_{\text{экс}}(t)$ в зависимости от основных проектных параметров РБ определяется по статистическим данным. Рассмотрим упрощенную систему дифференциальных уравнений движения разгонного блока в стартовой прямоугольной системе координат, поле силы тяжести принимается плоскопараллельным и однородным. Система уравнений имеет вид

$$\frac{dV}{dt} = a_{\tau};$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{a_n}{V};$$

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{a_k}{V \cos \theta};$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \eta;$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta;$$

$$\frac{d\tau}{dt} = -V \cos \theta \sin \eta.$$

Здесь V – скорость разгонного блока; θ – угол между вектором скорости и плоскостью местного горизонта; η – курсовой угол; x и y – декартовы координаты.

Ускорения a_{τ} , a_n , a_k есть, соответственно, касательное, нормальное и кориолисово ускорения:

$$a_{\tau} = a_p \cos \alpha - g_0 \sin \theta;$$

$$a_n = a_p \cos \gamma \sin \alpha - g_0 \cos \theta;$$

$$a_k = -a_p \sin \alpha,$$

где a_p – ускорение от тяги ДУ, g_0 – ускорение силы тяжести.

Наиболее удобной системой координат при описании орбитального движения, при расчете участков полета многоразовых ракетных блоков, при приближенном анализе закономерностей движения на активных участках и т. д. является скоростная сферическая система координат.

Динамические уравнения движения в скоростной сферической системе координат:

$$\dot{V} = \omega_{\tau};$$

$$V \dot{\theta} = \frac{V^2}{\tau} \cos \theta + \omega_n;$$

$$V \cos \theta \dot{\eta} = -\frac{V^2}{\tau} \text{tg} \varphi \cos^2 \theta \cos \eta + \omega_k.$$

Здесь угловые скорости ω_{τ} , ω_n , ω_k определяются по соотношениям

$$\omega_{\tau} = \omega_{\tau} \sin \theta + \omega_{\varphi} \sin \eta + \omega_{\lambda} \cos \theta \cos \eta;$$

$$\omega_n = \omega_{\tau} \cos \theta + \omega_{\varphi} \sin \theta \sin \eta + \omega_{\lambda} \sin \theta \cos \eta;$$

$$\omega_k = \omega_{\varphi} \cos \eta + \omega_{\lambda} \sin \eta,$$

где

$$\omega_{\tau} = \dot{V} \sin \theta + V \cos \theta \dot{\theta} - \frac{V^2}{\tau} \cos^2 \theta;$$

$$\omega_{\varphi} = \dot{V} \cos \theta \cos \eta + \frac{V^2}{\tau} \sin \theta \cos \theta \sin \eta - V \sin \theta \sin \eta \dot{\eta} +$$

$$+ V \cos \theta \cos \eta \dot{\eta} + \frac{V^2}{\tau} \text{tg} \varphi \cos^2 \theta \cos^2 \eta;$$

$$\omega_{\lambda} = \dot{V} \cos \theta \sin \eta + \frac{V^2}{\tau} \sin \theta \cos \theta \cos \eta - V \sin \eta \cos \eta \dot{\theta} -$$

$$- V \cos \theta \sin \eta \dot{\eta} - \frac{V^2}{\tau} \text{tg} \varphi \cos^2 \theta \sin \eta \cos \eta.$$

Сферическими координатами в этой системе являются:

- τ – радиус;
- φ – геоцентрическая широта;
- λ – долгота.

Программа управления (изменения угла тангажа) РБ имеет вид [11]

$$\varphi_{пр}(t) = \arcsin \left[\frac{\mu}{r^2(t)} - \frac{V_\tau^2}{r(t)} \right] \frac{m(t)}{P}, \quad (2)$$

где P – значение тяги ДУ разгонного блока; $r(t)$ – радиус-вектор, соединяющий центр притяжения земли с центром масс разгонной ступени; μ – гравитационная постоянная земли; $m(t)$ – текущая масса разгонного блока с КА.

Из соотношения (2) можно определить минимально допустимую тягу РДТТ, при которой осуществляется орбитальный переход:

$$P_{\min} = \left(\frac{\mu}{r_a^2} - \frac{V_{\tau a}^2}{r_a} \right) m_{рб},$$

где индекс a означает радиус-вектор в апогее эллиптической орбиты.

Радиус среза сопла связан с радиусом критического среза сопла через степень расширения сопла:

$$F_{kr} = \frac{P}{\varphi_p p_k \left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \varphi_c k \lambda_a + \frac{\pi(\lambda_a)}{q(\lambda_a)} \right]}, \quad (3)$$

где φ_p – коэффициент расхода; φ_c – коэффициент потерь удельного импульса; λ_a – приведенная скорость на срезе сопла; k – коэффициент адиабаты.

Входящие в (3) $\pi(\lambda_a)$ и $q(\lambda_a)$ определяются в виде

$$\begin{aligned} \pi(\lambda_a) &= \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}; \\ q(\lambda_a) &= \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \lambda_a \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}. \end{aligned} \quad (4)$$

Коэффициент потерь удельного импульса φ_c определяется по формуле

$$\varphi_c = 1 - I_\Sigma,$$

в которой суммарные потери удельного импульса I_Σ определяются путем сложения отдельных составляющих:

$$I_\Sigma = \sum_{i=1}^n I_i,$$

где I_i – составляющая потеря, обусловленная i -м фактором.

Удельный импульс

$$I_{уд}^{пуст} = \frac{1}{2} \sqrt{3 \frac{k+1}{k} \chi R_g T_g \left(\lambda_a + \frac{1}{\lambda_a} \right)},$$

где χ – коэффициент теплотерь в камере сгорания.

По значению секундного расхода \dot{m}_c определяются для цилиндрического заряда необходимое значение площади торцевой поверхности горения s_m и соответствующий ей диаметр цилиндрической части заряда:

$$\begin{aligned} s_m &= \frac{\dot{m}_c}{\rho_m u_1(p_k)^v}; \\ D_z &= 2 \sqrt{\frac{s_m}{\pi}}. \end{aligned}$$

В зависимости от запаса топлива, необходимого для довыведения РБ, определяется длина l_z цилиндрического заряда РДТТ по формуле

$$l_z = \frac{m_m}{S_m \rho_m}.$$

Результаты исследования

В дальнейшем будем говорить вместо «программное изделие» разгонного блока просто «разгонный блок». В работе исследуется разгонный блок для транспортировки КА: стартовая масса аппарата $m_k = 4200$ кг, перигей эллиптической орбиты $H_{ПЕР} = 6542$ км, радиус круговой орбиты $H_{КР} = 7372$ км, приведенная скорость $\lambda_a = 2.5$, коэффициент расхода $F_p = 0.97$, коэффициент потерь удельного импульса $F_{ic} = 0.93$, полуось эллипса $a = 556$ км, эксцентриситет $e = 0.8$.

Проектное решение для разгонного блока выбирается из условия минимума функционала [11–15]

$$I_{\text{опт}} = \min_{\{a_{РБ}, a_{ду}\}} \int_0^{t_{oc}} [P(a_{РБ}, a_{ду}, x, t) - P_{\text{экс}}(t)]^2 dt.$$

В качестве проектных параметров в задаче приняты

$$(a_{РБ}, a_{ду}) = (n_0, \dot{m}, p_k, \xi_i),$$

где n_0 – начальная тяговооруженность;

\dot{m} – расход топлива;

p_k – давление в камере сгорания;

ξ_i – коэффициент расширения сопла.

На варьируемые параметры накладываются параметрические ограничения:

$$5 \leq n_0 \leq 15;$$

$$1,2 \text{ кг/с} \leq \dot{m} \leq 4 \text{ кг/с};$$

$$30 \text{ атм} \leq p_k \leq 70 \text{ атм};$$

$$3,2 \leq \xi_i \leq 4,0.$$

Задача решалась комбинированным методом поиска экстремума [16–20]. На рис. 1–4 показана сходимость метода по варьируемым параметрам.

На рис. 5 представлена зависимость критерия оптимальности от числа поисковых шагов.

На рис. 6 и 7 показаны зависимости пройденного расстояния и расхода топлива от времени при переходе с эллиптической орбиты на круговую.

Вектор оптимальных параметров

$$a_{\text{опт}} = (n_{\text{опт}} = 11,3; \dot{m} = 1,81; p_k = 66,2; \xi_i = 3,9).$$

Оптимальная начальная масса РБ $m_{\text{орб}} = 3331$.

Оптимальная масса полезной нагрузки

$$m_{\text{пн}} = 2922 \text{ кг}.$$

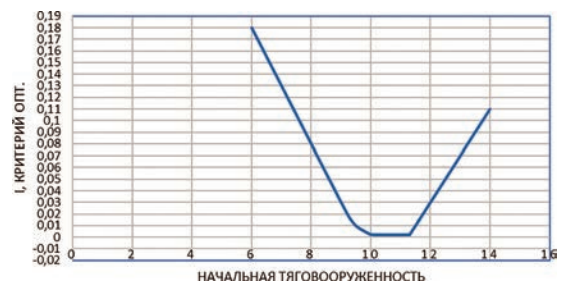


Рис. 1. Сходимость метода по параметру n_0

Оптимальный запас топлива $m_T = 266$ кг.

Полученные оптимальные проектные параметры обеспечивают наилучшее приближение тяговой характеристики РДТТ к экспериментальным данным по тяге.

Статистическая обработка результатов тяги проводилась по данным табл. 1.

В табл. 1 тяга РДТТ, полученная по двумерной модели течения продуктов сгорания, называется исходной тягой $P_{исх}$, тяга, рассчитанная по трехмерной модели, — модельной P^M и тяга, полученная экспериментально, обозначена как P^T .

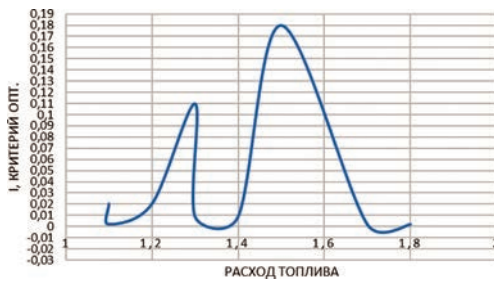


Рис. 2. Сходимость метода по параметру \dot{m}

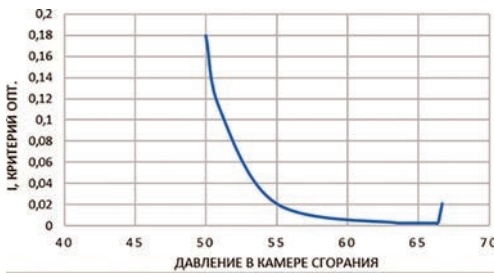


Рис. 3. Сходимость метода по параметру p_k

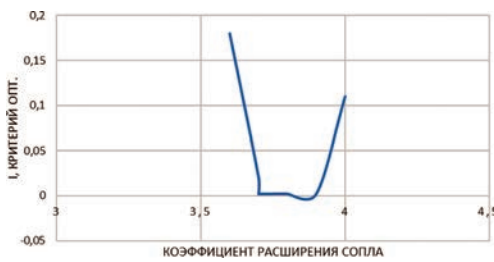


Рис. 4. Сходимость метода по параметру ξ_1

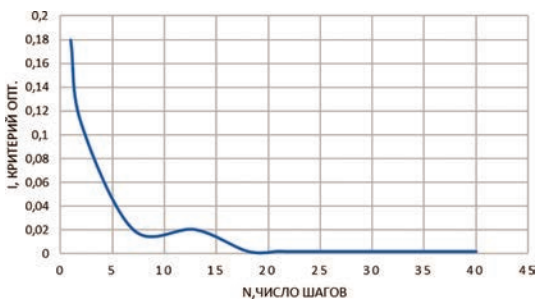


Рис. 5. Зависимость критерия оптимальности от числа поисковых шагов

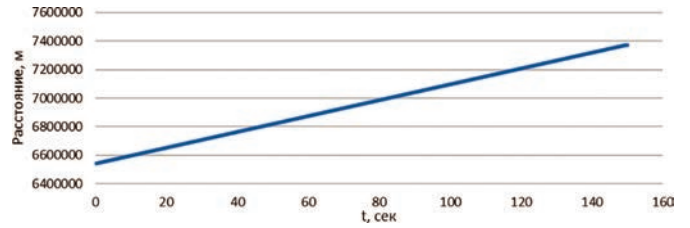


Рис. 6. Пройденное расстояние при переходе с эллиптической орбиты на круговую

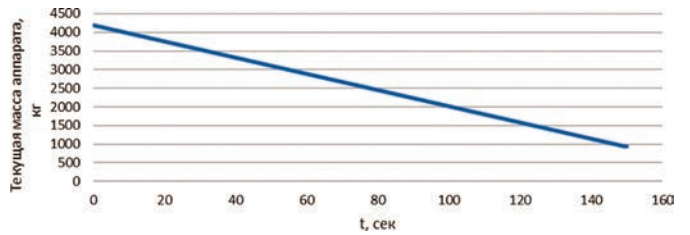


Рис. 7. Расход топлива при переходе с эллиптической орбиты на круговую

Таблица 1

Статистика по тяге ДУ

№	P^M	P^T	$P_{исх}$
1	0	0	0
2	1057	1010	996
3	2404	2433	2345
4	3056	3010	2940
5	4597	4630	4603
6	5100	5087	5110
7	6097	6090	6102
8	7253	7255	7250
9	7857	7840	7760
...
136	3427	3605	3433
137	2233	2597	2245
138	2120	2395	2133
139	2014	2336	2010
140	1874	2246	1870
141	1554	2113	1547
142	1153	1950	1149
143	805	1900	1114
144	59	800	63
145	30	700	31
146	0	0	0
147	0	0	0
148	0	0	0
149	0	0	0
150	0	0	0

Оценка математического ожидания ошибки аппроксимации по трехмерной модели

$$M_e^M = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [P_{zi}^M - P_{zi}^T].$$

Оценка среднего квадрата ошибки аппроксимации по трехмерной модели

$$M_e^{2M} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [P_{zi}^M - P_{zi}^T]^2.$$

Оценка дисперсии модели аппроксимации по трехмерной модели

$$D_x^M = \frac{\sum_{i_{\min}}^{i_{\max}} (X_c(t_i))^2}{i_{\max} - i_{\min}}.$$

Аппроксимирующая способность трехмерной модели

$$Q_{\text{анпр}}^M = \left(1 - \frac{M_e^{2M}}{D_x^M}\right) \cdot 100\%.$$

Оценка математического ожидания ошибки аппроксимации по исходной тяге

$$M_e^{\text{исх}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [P_{zi}^{\text{исх.}} - PT_{zi}^T].$$

Оценка среднего квадрата ошибки аппроксимации по исходной тяге

$$M_e^{2\text{исх}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [P_{zi}^{\text{исх.}} - PT_{zi}^T]^2.$$

Оценка дисперсии модели аппроксимации по исходной тяге

$$D_x^{\text{исх}} = \frac{\sum_{i_{\min}}^{i_{\max}} (X_c(t_i))^2}{i_{\max} - i_{\min}}.$$

Аппроксимирующая способность модели по исходной тяге

$$Q_{\text{анпр}}^{\text{исх}} = \left(1 - \frac{M_e^{2\text{исх}}}{D_x^{\text{исх.}}}\right) \cdot 100\%$$

Критерий

$$K_1 = \left(1 - \frac{M_e^{2\text{исх.}}}{M_e^{2M}}\right) \cdot 100\%.$$

характеризует уменьшение среднего квадрата ошибки при расчете по трехмерной модели, по сравнению с его значением при расчете по двухмерной модели.

Критерий

$$K_2 = \left(\frac{Q_{\text{анпр}}^{\text{исх}}}{Q_{\text{анпр}}^M} - 1\right) \cdot 100\%$$

характеризует улучшение аппроксимирующей способности соответственно при расчете по трехмерной модели и при расчете по двухмерной модели.

Относительная ошибка тяги по исходной модели равна

$$\frac{7600 - 7250}{7600} \cdot 100\% = 4,6\%.$$

Относительная ошибка в определении тяги по трехмерной модели равна

$$\frac{7600 - 7700}{7600} \cdot 100\% = 1,3\%.$$

Приближение тяги к экспериментальному значению (табл. 2) улучшилось

$$\frac{16,26 - 13,99}{16,26} \cdot 100\% = 13,96\%.$$

На рис. 8 для сравнения представлены результаты расчета изменения тяги в зависимости от времени по трехмерной модели, по исходной модели и на основании экспериментальных данных [21]. При расчете исходная поверхность сечения сопла корректировалась через эксцентриситет сопла.

Выводы

Показано, что ракетные двигатели твердого топлива могут применяться в качестве стартовых, разгонных, тормозных, управляющих, газогенераторов и т. д. для довольно широкого класса космических аппаратов.

В целом результаты, полученные с использованием методики расчета по трехмерной модели течения продуктов сгорания, приближены к экспериментальным

Таблица 2

Оценка статистических характеристик

№ п/п	Статистическая характеристика	Значение характеристики
1	Интервал аппроксимации	$T = 6$ с
2	Число точек для построения статистики	$N = 150$
3	Оценка дисперсии модели аппроксимации по трехмерной модели	$D_x^M = 15432333,98$
4	Оценка дисперсии модели аппроксимации по исходной модели	$D_x^{\text{исх}} = 15414283,61$
5	Оценка математического ожидания ошибки аппроксимации по трехмерной модели	$M_e^M = 16,26$
6	Оценка математического ожидания ошибки аппроксимации по исходной модели	$M_e^{\text{исх}} = 13,99$
7	Оценка среднего квадрата ошибки аппроксимации по трехмерной модели	$M_e^{2M} = 303,2$
8	Оценка среднего квадрата ошибки аппроксимации по исходной модели	$M_e^{2\text{исх}} = 232,9$
9	Аппроксимирующая способность трехмерной модели	$Q_{\text{анпр}}^M = 99\%$
10	Аппроксимирующая способность модели по исходной модели	$Q_{\text{анпр}}^{\text{исх}} = 99\%$
11	Критерий K_1	$K_1 = 23\%$
12	Критерий K_2	$K_2 = 0,0004\%$

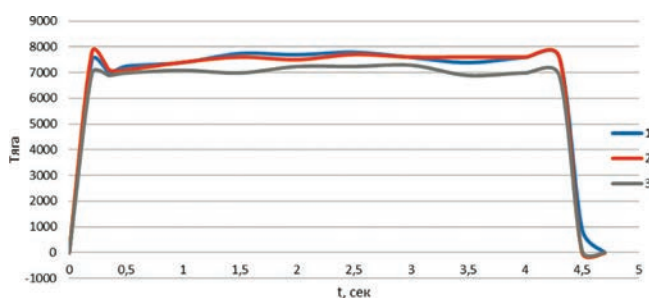


Рис. 8. Зависимость тяги в РДТТ от времени:

- 1 – расчет по трехмерной модели;
- 2 – экспериментальные данные;
- 3 – расчет по исходной модели

данным на 13,96% больше, чем результаты, полученные с использованием исходной методики.

Список источников

1. 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.
2. Сенькин В.С. Комплексная задача оптимизации проектных параметров и программ управления твердотопливной ракеты-носителя сверхлегкого класса // *Техническая механика*. 2012. № 2. С. 106–121.
3. Сенькин В.С. К вопросу о постановке задачи оптимизации проектных параметров ракетного двигателя на твердом топливе // *Техническая механика*. 2014. № 4. С. 39–52.
4. Сенькин В.С. Оптимизация программ управления полетом и оптимизация тяги маршевой двигательной установки управляемого ракетного объекта // *Техническая механика*. 2000. № 1. С. 46–50.
5. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1968. – 535 с.
6. Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.
7. Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1976. – 356 с.
8. Ерохин Б.Т., Липанов А.М. Нестационарные и квазистационарные режимы работы РДТТ. – М.: Машиностроение, 1977. – 200 с.

References

1. Alpatov A.P., Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2013, no. 4, pp. 146–161.
2. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2012, no. 2, pp. 106–121.
3. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2014, no. 4, pp. 39–52.
4. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2000, no. 1, pp. 46–50.
5. Orlov B.V., Mazing G.Yu. *Termodinamicheskie i ballisticheskie osnovy proektirovaniya raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Thermodynamic and ballistic fundamentals of designing rocket engines on solid fuel), Moscow, Mashinostroenie, 1968, 535 p.
6. 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.

9. Ерохин Б.Т. Теоретические основы проектирования РДТТ. – М.: Машиностроение, 1982. – 206 с.
10. Шишков А.А. Газодинамика пороховых ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1974. – 156 с.
11. Сенькин В.С. Оптимизация проектных параметров ракеты-носителя сверхлегкого класса // *Техническая механика*. 2009. № 1. С. 80–88.
12. Тарасов Е.В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. – М.: Машиностроение, 1970. – 364 с.
13. Шкадов М.Л., Буханова Р.С., Илларионов В.Ф., Плохих В.П. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. – М.: Машиностроение, 1972. – 240 с.
14. Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. Баллистика ракет. – М.: Машиностроение, 1970. – 244 с.
15. Сенькин В.С. Выбор программы управления движением космического аппарата при переходе с начальной круговой орбиты на заданную конечную круговую орбиту // *Техническая механика*. 2003. № 2. С. 79–87.
16. Балык В.М. Статистический синтез проектных решений при разработке сложных систем – М.: Изд-во МАИ, 2011. – 320 с.
17. Балык В.М., Бородин И.Д. Выбор устойчивых проектных решений беспилотного летательного аппарата в условиях действий факторов неопределенности // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 1. С. . DOI: 10.34759/vst-2022-1-57-66
18. Крючков М.Д. Методика оптимизации параметров модификации ракеты-носителя с модульным разгонным блоком III ступени // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 4. С. 71–80. DOI: 10.34759/vst-2020-4-71-80
19. Бакланов А.В. Влияние геометрии горелки на характеристики камеры сгорания газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного института*. 2021. Т. 28. № 1. С. 86–95. DOI: 10.34759/vst-2021-1-86-95
20. Соцков И.А. Разработка математической модели турбулентного трехмерного течения продуктов сгорания в ракетных двигателях твердого топлива // *Вестник Московского авиационного института*. 2021. Т. 28. № 1. С. 107–114. DOI: 10.34759/vst-2021-1-107-114
21. ATK Space Propulsion Products Catalog, Alliant Techsystems Inc., 2008. URL: <https://usermanual.wiki/Document/DataSheetSolidATK.1463387142.pdf>

7. Razumeev V.F., Kovalev B.K. *Osnovy proektirovaniya ballisticheskikh raket na tverdom toplive* (Fundamentals of designing ballistic missiles on solid fuel), Moscow, Mashinostroenie, 1976, 356 p.
8. Erokhin B.T., Lipanov A.M. *Nestatsionarnye i kvazistatsionarnye rezhimy raboty RDTT* (Unsteady and quasi-stationary modes of operation of the RTTT), Moscow, Mashinostroenie, 1977, 200 p.
9. Erokhin B.T. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya RDTT* (Theoretical foundations of the design of the RTTT), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 206 p.
10. Shishkov A.A. *Gazodinamika porokhovykh raketnykh dvigatelei* (Gas dynamics of powder rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1974, 156 p.
11. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2009, no. 1, pp. 80–88.

12. Tarasov E.V. *Algoritm optimal'nogo proektirovaniya letatel'nogo apparata* (Algorithm of optimal design of the aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1970, 364 p.
13. Shkadov M.L., Bukhanova R.S., Illarionov V.F., Plokhikh V.P. *Mekhanika optimal'nogo prostranstvennogo dvizheniya letatel'nykh apparatov v atmosfere* (Mechanics of optimal spatial motion of aircraft in the atmosphere), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 240 p.
14. Lebedev A.A., Gerasyuta N.F. *Ballistika raket* (Missile ballistics), Moscow, Mashinostroenie, 1970, 244 p.
15. Sen'kin V.S. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2003, no. 2, pp. 79–87.
16. Balyk V.M. *Staticheskii sintez proektnykh reshenii pri razrabotke slozhnykh sistem* (Static synthesis of design solutions in the development of complex systems), Moscow, MAI, 2011, 320 p.
17. Balyk V.M., Borodin I.D. Selection of stable design solutions for unmanned aerial vehicle under conditions of uncertainty factors action. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 57–66. DOI: 10.34759/vst-2022-1-57-66
18. Kryuchkov M.D. Parameters optimization technique for the carrier rocket with modular booster block modification. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 71–80. DOI: 10.34759/vst-2020-4-71-80
19. Baklanov A.V. Burner geometry impact on gas turbine engine combustion chamber characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 1, pp. 86–95. DOI: 10.34759/vst-2021-1-86-95
20. Sotskov I.A. Developing mathematical model of the 3d turbulent flow of combustion products in solid propellant rocket engines. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 1, pp. 107–114. DOI: 10.34759/vst-2021-1-107-114
21. *ATK Space Propulsion Products Catalog*, Alliant Techsystems Inc., 2008. URL: <https://usermanual.wiki/Document0t/DataSheetSolidATK.1463387142.pdf>

Статья поступила в редакцию 04.12.2022; одобрена после рецензирования 15.12.2022; принята к публикации 18.04.2023.

The article was submitted on 04.12.2022; approved after reviewing on 15.12.2022; accepted for publication on 18.04.2023.