УДК 629.195.075.001.2

В. С. СЕНЬКИН

К ВЫБОРУ ПАРАМЕТРОВ ТОРМОЗНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЁРДОМ ТОПЛИВЕ ДЛЯ УВОДА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ

Сформулирована задача совместной оптимизации проектных параметров космического аппарата (КА) и установленного на нём тормозного ракетного двигателя, работающего на твёрдом топливе (РДТТ), который обеспечивает выполнение орбитального маневра, связанного со снятием КА с рабочей орбиты в заданный промежуток времени. Задача сформулирована как задача нелинейного математического программирования с ограничениями в виде равенств и дифференциальных связей. С учётом требований системного подхода к проектированию сложных систем проведены исследования по определению программы управления КА на участке торможения, оптимальных значений проектных параметров КА и тормозного РДТТ, при которых обеспечивается снятие КА с рабочих круговых орбит различной высоты за заданный промежуток времени из условия обеспечения максимальной массы полезного груза, размещаемого на КА. Разработаны элементы математической модели, которые могут быть использованы проектными организациями на начальном этапе проектирования КА с установленными на борту двигательными установками, работающими на твёрдом ракетном топливе.

Сформульовано задачу спільної оптимізації проектних параметрів космічного апарата (КА) і встановленого на ньому гальмового ракетного двигуна, що працює на твердому паливі (РДТП), що забезпечує виконання орбітального маневру, пов'язаного зі зняттям КА з робочої орбіти в заданий проміжок часу. Задачу сформульовано як задачу нелінійного математичного програмування з обмеженнями у вигляді рівностей і диференціальних зв'язей. З урахуванням вимог системного підходу до проектування складних систем проведено дослідження щодо визначення програми управління КА на ділянці гальмування, оптимальних значень проектних параметрів КА й гальмового РДТП, при яких забезпечується зняття КА з робочих кругових орбіт різної висоти за заданий проміжок часу з умови забезпечення максимальної маси корисного вантажу, що розташовується на КА. Розроблено елементи математичної моделі, які можуть бути використані проектними організаціями на початковому етапі проектування КА з установленими на борті рушійними установками, що працюють на твердому ракетному паливі.

The problem of the combined optimization of the design parameters of the spacecraft (SC) and its solid-propellant retro-engine (SPRE), which provides an orbital manoeuver to de-orbit spacecraft in a definite time, is formulated. It is presented as a task of nonlinear mathematical programming with constraints in the form of the equalities and differential relations. Studies for specifying the SC deceleration control program, the optimal values of the design parameters of the spacecraft and the SPRE, which provide the spacecraft removal from operational circular orbits of different altitudes in a definite time under conditions of maximization of the weight of the spacecraft payload, have been conducted using the requirements of the systems approach to the design of complex systems. The elements of the mathematical model for an initial design of the spacecraft with the on-board solid propulsion systems have been developed.

Ключевые слова: *космический аппарат, тормозной двигатель, рабочая орбита, оптимизация, проектные параметры.*

Введение. Одной из проблем, возникшей в результате космической деятельности, проводимой ведущими космическими державами, явилось засорение околоземного космического пространства (ОКП) большим количеством искусственно созданных объектов и их фрагментов, не выполняющих полезных функций. В состав этих объектов, называемых в научной литературе космическим мусором (КМ), входят: отработавшие разгонные блоки; орбитальные ступени ракет-носителей (РН) и их обломки; закончившие срок активного существования космические аппараты (КА); частицы продуктов сгорания твёрдых ракетных топлив, образующиеся при работе двигательных установок, и т. п. [1]. Дальнейшее накопление КМ на околоземных орбитах может привести к тому, что через некоторое время научные исследования, а также практическая деятельность, проводимые в ОКП, станут невозможными.

Для решения проблемы техногенного засорения ОКП, был создан Межагентский координационный комитет по космическому мусору (МККМ), представляющий собой международную организацию, объединяющую правительственные структуры, для координации работ в этой области.

Одним из направлений деятельности МККМ является разработка рекомендаций по эффективным мерам, направленным на снижение засорённости ОКП, которые должны предусматриваться уже на этапах проектирования и конструирования новых объектов ракетно-космической техники (РКТ) в целях минимизации образования КМ при осуществлении космической деятельности.

Возможным способом практической реализации этих мер является установка на вновь создаваемых объектах РКТ дополнительных устройств, обеспечивающих, после выполнения объектом целевой задачи, его торможение и постепенное снижение с последующим разрушением в плотных слоях атмосферы.

В статье рассмотрена постановка задачи определения на начальном этапе проектирования основных проектных параметров установленного на объекте РКТ тормозного ракетного двигателя, работающего на твёрдом ракетном топливе (РДТТ), обеспечивающего торможение и снятие объекта с орбиты после выполнения последним поставленной перед ним целевой задачи. В качестве объекта РКТ, снимаемого с орбиты, далее рассматривается закончивший срок активного существования космический аппарат.

Постановка задачи. Одной из задач, которую необходимо решить при проектировании и разработке КА с двигательной установкой (ДУ) на борту, является определение рациональных значений основных проектных параметров КА и двигателя, который обеспечивает выполнение требуемого орбитального маневра. В качестве такого двигателя рассматривается обладающий высокой степенью отработки и надежностью [2] ракетный двигатель на твёрдом топливе. При этом одной из наиболее рациональных конфигураций входящего в РДТТ заряда твердого ракетного топлива (ТРТ), является заряд цилиндрической формы, у которого горение осуществляется по торцевой поверхности, обращённой к сопловому блоку. Такой заряд обеспечивает в процессе работы РДТТ близкие к постоянным давление в камере сгорания, поверхность горения ТРТ, тяговые и расходные характеристики двигателя [2].

Космический аппарат с двигательной установкой на борту рассматривается далее как сложная техническая система. Задачи, связанные с оптимизацией и выбором проектных параметров сложных технических систем, входящих в них подсистем и элементов целесообразно решать с использованием методологии системного подхода. В этом случае проектируемая система (система нулевого уровня C_0) рассматривается как сложная, состоящая из отдельных взаимосвязанных подсистем $C_{i,j}$, которые в свою очередь также могут быть расчленены на отдельные части. Такой процесс расчленения системы, называемый декомпозицией, позволяет разложить исходную задачу проектирования системы на ряд более простых взаимосвязанных задач [2].

В рассматриваемой задаче КА является системой нулевого уровня C_0; на первом уровне $C_{1i}, i = \overline{1,n}$, где n – количество подсистем первого уровня, располагаются подсистемы, предназначенные для выполнения КА постав-

ленных перед ним целевых задач, при этом одна из подсистем первого уровня, далее подсистема C_{11}, представляет собой тормозной РДТТ.

Подсистема C_{11} в свою очередь расчленяется на подсистемы второго уровня: заряд твёрдого ракетного топлива (ТРТ) – C_{21}, корпус камеры сгорания РДТТ – C_{22}, сопловой блок – C_{23}. Более детального расчленения подсистем второго уровня C_{2i} не проводилось, поскольку их дальнейшая декомпозиция для решаемой задачи нецелесообразна.

Расчленение оставшихся подсистем первого уровня здесь не рассматривалось, поскольку основные характеристики последних при решении задачи считались заданными.

Далее с позиций системного подхода рассматривается постановка задачи совместной оптимизации проектных параметров КА (система нулевого уровня C_0) и тормозного РДТТ (подсистема C_{11}) с учётом требований, предъявляемых к РДТТ системой нулевого уровня C_0 – космическим аппаратом.

Графическое изображение декомпозированной системы представлено на рис. 1 в виде иерархической структуры, которая для рассматриваемой задачи выполнена в виде ветвящейся блок-схемы.

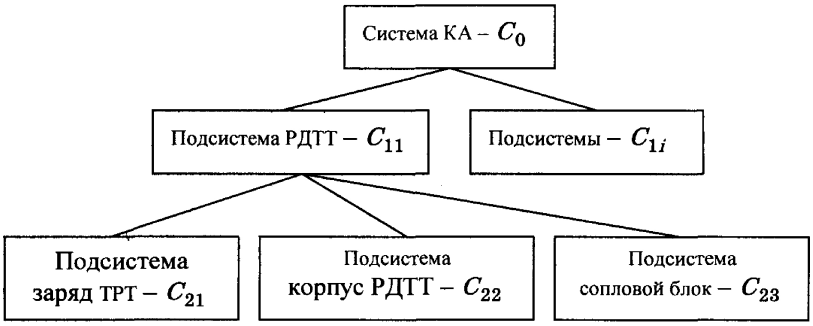

Рис. 1

Задача проектирования тормозного РДТТ (далее просто РДТТ) в составе КА рассматривается для случая, когда полностью заданы основные габаритно-массовые характеристики КА. Проектные параметры РДТТ в составе КА подбираются из условия обеспечения максимального значения целевого функционала – массы полезного груза КА m_{pg}, которая определяется соотношением

$$m_{pg} = m_{KA} - m_{DU},$$

где m_{KA} – масса КА в конце срока активного существования; m_{DU} – суммарная масса РДТТ, обеспечивающего торможение и снятие КА с рабочей орбиты за заданное время.

Задача сформулирована как задача нелинейного математического программирования с ограничениями в виде равенств и дифференциальных связей. В качестве оптимизируемых параметров (вектор $\bar{p}$) рассматривались: коэффициент начальной тяговооруженности КА ν_{KA}, давление в камере

сгорания РДТТ p_k, степень расширения сопла РДТТ ξ, а также угол полураствора на срезе сопла β_a.

Коэффициент начальной тяговооруженности КА и степень расширения сопла РДТТ определяются соотношениями [2]

$$\begin{aligned} \nu_{KA} &= \frac{m_{KA} \cdot g_0}{P}; \\ \xi &= \frac{R_a}{R_{kr}}, \end{aligned} \tag{1}$$

где g_0 – ускорение свободного падения у поверхности Земли; P – значение пустотной тяги, создаваемой тормозным РДТТ; R_{kr}, R_a – радиусы критического сечения и среза сопла соответственно.

Поскольку оптимизация параметров РДТТ (компоненты вектора $\overline{p}$) производится в составе КА, также должны быть сформированы или заданы следующие данные, характеризуемые компонентами вектора $\overline{x}$:

– масса КА в конце срока активного существования;

– конфигурация заряда ТРТ, которая, как уже указывалось ранее, представлена в виде цилиндрического заряда с горением по торцевой поверхности, обращённой к сопловому блоку;

– тип ТРТ и его основные характеристики, такие как газовая постоянная продуктов сгорания R_g; температура горения твёрдого топлива T_g; показатель изоэнтропы продуктов сгорания k; плотность ТРТ ρ_m; параметры, характеризующие скорость горения ТРТ u_1 и ν; массовая доля алюминия в ТРТ g_{Al};

– характеристики конструкционных, теплозащитных и других материалов, которые используются для изготовления РДТТ.

Задача формулируется следующим образом. Необходимо определить вектор основных проектных параметров КА и тормозного РДТТ $\overline{p}*$, а также программу управления движением КА $u* = u*(t)$, обеспечивающие максимальное значение целевого функционала

$$I(\overline{x}, \overline{p}*, u*) = \max_{\overline{p} \in \tilde{P}^s,\, u \in \tilde{U}} m_{pg}(\overline{x}, \overline{p}, u)$$

при ограничениях:

$$\overline{p} \in \tilde{P}^s, \tilde{P}^s \subset P^s; \quad \overline{x} \in \tilde{X}^{k_x}, \tilde{X}^{k_x} \subset X^{k_x}; \quad u \in \tilde{U};$$

$$\frac{d\overline{y}}{dt} = f(\overline{y}, \overline{p}, u, \overline{x}); \quad \overline{y} \in \tilde{Y}^{n_y}, \tilde{Y}^{n_y} \subset Y^{n_y};$$

$$t_{cx} = t_{cx}^{mp};$$

$$F = R(Z), Z = \tilde{P}^s \times \tilde{X}^{k_x} \times \tilde{Y}^{n_y} \times \tilde{U},$$

где $\overline{p} = (p_i), i = \overline{1,s}$; $\overline{x} = (x_j), j = \overline{1,k_x}$ – векторы оптимизируемых параметров и исходных данных, являющиеся элементами действительных векторных пространств P^s и X^{k_x}, соответственно; $\tilde{P}^s$ и $\tilde{X}^{k_x}$ – замкнутые области в действительных векторных пространствах P^s и X^{k_x}, которым принадлежат векторы $\overline{p}$ и $\overline{x}$; $\overline{y} = (y_i), i = \overline{1,n_y}$ – вектор фазовых координат, определяющий положение КА в пространстве, являющийся элементом действительного векторного пространства Y^{n_y}; $\tilde{Y}^{n_y}$ – замкнутая область в действительном векторном пространстве Y^{n_y}, которой принадлежит вектор $\overline{y}$; $u = u(t)$ – программа управления движением КА, принимающая значения из замкнутого множества допустимых значений $\tilde{U}$; t_{cx}, t_{cx}^{mp} – расчётное и требуемое время снятия КА с рабочей орбиты соответственно; $F = R(Z)$ – оператор с областью определения на множестве $Z = \tilde{P}^s \times \tilde{X}^{k_x} \times \tilde{Y}^{n_y} \times \tilde{U}$ и областью значений на множестве F, сопоставляющий в соответствие каждому элементу множества $z \in Z$ множество выходных характеристик КА и тормозного РДТТ $\tilde{F} \subset F$.

Элементы математической модели. При решении задачи определения оптимальных значений проектных параметров КА и тормозного РДТТ рассматривалось плоское движение КА в центральном гравитационном поле Земли. В этом случае уравнения движения центра масс КА (в проекциях на радиальное направление r и трансверсаль τ, направленную в направлении движения КА, перпендикулярно r), имеют вид [2 – 4]:

$$\begin{aligned}
&\frac{dV_\tau}{dt} = -\frac{P}{m}\cdot\cos\varphi(t) - \frac{V_\tau \cdot V_r}{r} - \frac{Q\cdot\cos\varphi(t)}{m};\\
&\frac{dV_r}{dt} = -\frac{P}{m}\cdot\sin\varphi(t) + \frac{V_\tau^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} - \frac{Q\cdot\sin\varphi(t)}{m};\\
&\frac{dr}{dt} = V_r;\quad \frac{d\gamma}{dt} = V_\tau;\quad \frac{dm}{dt} = -\dot{m}_c,
\end{aligned} \tag{2}$$

где V_τ и V_r – трансверсальная и радиальная составляющие вектора скорости КА; φ – угол между направлением вектора тяги P и трансверсальной составляющей вектора скорости, характеризующий программу управления движением КА; r – радиус-вектор, соединяющий центр притяжения с центром масс КА; μ – гравитационная постоянная Земли; γ – центральный угол, отсчитываемый от начального положения радиуса-вектора r в нулевой момент времени; m – текущее значение массы КА; $\dot{m}_c$ – массовый секундный расход продуктов сгорания тормозного РДТТ; Q – сила сопротивления атмосферы, направленная противоположно вектору скорости КА V.

Величина пустотной тяги РДТТ в зависимости от коэффициента начальной тяговооруженности КА ν_{KA} (оптимизируемый проектный параметр КА) в соответствии с соотношением (1) определяется следующей зависимостью [2, 4]

$$P = \frac{m_{KA} \cdot g_0}{\nu_{KA}}. \qquad (3)$$

Величина силы сопротивления атмосферы Q вычисляется по известному из аэродинамики соотношению

$$Q = c_x \cdot \frac{\rho(H) \cdot V^2}{2} \cdot S_{ekv}, \qquad (4)$$

где c_x – коэффициент лобового сопротивления КА; $\rho(H)$ – плотность атмосферы на высоте H; S_{ekv} – эквивалентная площадь сечения КА.

Входящая в (4) плотность атмосферы определялась с использованием следующих допущений. Атмосфера по высоте H разделялась на n слоёв. Плотность атмосферы на верхней H_k и нижней H_n границах каждого слоя задавалась в соответствии с межгосударственным стандартом ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная», а внутри каждого слоя в зависимости от высоты H определялась соотношением

$$\rho(H) = A_1 \cdot \exp(A_2 \cdot H),$$

в котором коэффициенты A_1, A_2 вычислялись по формулам:

$$A_2 = \frac{\ln[\rho(H_k)] - \ln[\rho(H_n)]}{H_k - H_n};$$

$$A_1 = \frac{\rho(H_n)}{\exp(A_2 \cdot H_n)}.$$

Эквивалентная площадь сечения космического аппарата S_{ekv} в предположении, что последний имеет цилиндрическую форму и снабжён солнечными батареями, определялась по зависимости

$$S_{ekv} = \frac{\pi \cdot R_{KA}^2 + R_{KA} \cdot L_{KA} + S_{SB}}{3},$$

где R_{KA}, L_{KA} – радиус и длина цилиндрической части КА, S_{SB} – площадь солнечных батарей.

Полное время работы t_Σ тормозного РДТТ и запас топлива m_m, необходимый для торможения КА и снятия его с рабочей орбиты за требуемое время t_{cx}^{mp}, определяются в результате интегрирования системы уравнений (2) до момента времени, когда высота полёта КА становится равной нулю.

В качестве программы управления движением КА при торможении рассматривается управление направлением вектора тяги РДТТ $u = \varphi(t)$, которое совпадает с вектором скорости КА V и направлено в противоположную сторону, при этом:

$$\operatorname{tg} \varphi(t) = \frac{V_r(t)}{V_\tau(t)}.$$

При выборе программы управления движением КА тяга РДТТ P, как уже указывалось ранее, принята постоянной, что обеспечивается использова-

нием цилиндрической конфигурации заряда ТРТ торцевого горения с практически постоянной, не изменяющейся во времени поверхностью горения и, соответственно, близким к постоянному секундным расходом $\dot{m}_c$ продуктов сгорания ТРТ.

Масса топлива m_m, необходимая для осуществления маневра торможения КА, вычисляется по соотношению

$$m_m = \dot{m}_c \cdot t_\Sigma .$$

Энергетические характеристики РДТТ (тяга, удельный импульс, секундный расход продуктов сгорания ТРТ) зависят от вектора оптимизируемых параметров КА и тормозного РДТТ $\overline{p}$, физико-химических характеристик ТРТ, а также геометрических характеристик соплового блока, таких как радиус критического сечения сопла R_{kr}, радиус среза сопла R_a, длина сверхзвуковой части сопла l_c.

Радиус критического сечения сопла R_{kr} определяется из условия обеспечения требуемого уровня пустотной тяги P РДТТ, а радиус среза R_a – в зависимости от степени расширения сопла ξ (проектный параметр РДТТ) по соотношению

$$R_a = R_{kr} \cdot \xi .$$

Площадь критического сечения сопла F_{kr} при условии обеспечения требуемого значения пустотной тяги РДТТ определяется по следующей зависимости [5 – 7]

$$F_{kr} = \frac{P}{\varphi_p \cdot p_k \cdot \left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \varphi_c \cdot k \cdot \lambda_a + \frac{\pi(\lambda_a)}{q(\lambda_a)} \right]}, \qquad (5)$$

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

Входящие в (5) значения газодинамических функций $\pi(\lambda_a)$ и $q(\lambda_a)$ вычисляются по известным в газодинамике соотношениям [7]:

$$\begin{aligned} \pi(\lambda_a) &= \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_a^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}; \\ q(\lambda_a) &= \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda_a \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_a^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}. \end{aligned} \qquad (6)$$

Значение приведенной скорости λ_a определяется в результате решения трансцендентного уравнения [7]

$$\frac{R_{kr}^2}{R_a^2} = q(\lambda_a). \qquad (7)$$

Коэффициент расхода φ_p зависит от конструктивной схемы дозвуковой части сопла и может быть определен по графической зависимости, приведенной в [2, 6].

Коэффициент потерь удельного импульса вычисляется по формуле [5]

$$\varphi_c = 1 - \varsigma_\Sigma , \tag{8}$$

в которой суммарные потери удельного импульса ς_Σ определяются путем сложения отдельных составляющих

$$\varsigma_\Sigma = \sum_{i=1}^{n} \varsigma_i , \tag{9}$$

где ς_i – составляющая потерь обусловленная i-тым фактором.

На начальном этапе проектирования РДТТ суммарные потери удельного импульса могут быть определены по статистической зависимости, полученной в результате обработки результатов расчётов и экспериментальных данных [2]

$$\begin{aligned} \varsigma_\Sigma = &-2{,}46 + 3{,}28 \cdot \ln\beta - 1.11 \cdot \ln D_{kr} + 0{,}254 \cdot g_{Al} + \\ &+ 1{,}234 \cdot \ln\xi + 0{,}7 \cdot \frac{m_{TZP}}{m_m}, \end{aligned} \tag{10}$$

где m_{TZP} – масса теплозащитного покрытия.

Входящая в соотношение (10) величина β определяется по формулам:

$$\begin{aligned} \beta &= \frac{\theta_0 + 2 \cdot \beta_a}{3}; \\ \theta_0 &= \operatorname{arctg}\left(\frac{\xi - 1}{\overline{x}_a}\right); \\ \overline{x}_a &= \frac{l_c}{R_{kr}}. \end{aligned} \tag{11}$$

Удельный импульс пустотной тяги РДТТ $I_{уд}^{пуст}$, а также массовый секундный расход продуктов сгорания $\dot{m}_c(t, \overline{p})$ рассчитываются по известным в газодинамике соотношениям [5, 7]:

$$\begin{aligned} I_{уд}^{пуст} &= \frac{1}{2} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k+1}{k} \cdot \chi \cdot R_g \cdot T_g} \cdot \left(\lambda_a + \frac{1}{\lambda_a}\right); \\ \dot{m}_c(t, \overline{p}) &= A_n \cdot \frac{p_k(t) \cdot F_{kr}}{\sqrt{\chi \cdot R_g \cdot T_g}}; \\ A_n &= \sqrt{k \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \end{aligned} \tag{12}$$

где χ – коэффициент теплопотерь в камере сгорания; $p_k(t)$ – давление торможения на входе в сопло, принимаемое равным величине проектного параметра РДТТ p_k.

При заданных значениях диаметров критического сечения и среза сопла длина сверхзвуковой части сопла l_c может быть определена по приведенной в [2, 5] графической зависимости.

Совместное решение уравнений (3), (5) – (12) позволяет с достаточной для начального этапа проектирования точностью определить геометрические размеры соплового блока, а также перечисленные ранее энергетические характеристики тормозного РДТТ.

В зависимости от величины секундного расхода продуктов сгорания ТРТ $\dot{m}_c$ определяются для цилиндрического заряда необходимое значение площади торцевой поверхности горения ТРТ S_m и соответствующий ей диаметр цилиндрической части заряда ТРТ D_z [2,8]:

$$S_m = \frac{\dot{m}_c}{\rho_m \cdot u_1 \cdot (p_k)^{\nu}},$$

$$D_z = 2 \cdot \sqrt{\frac{S_m}{\pi}}.$$

В зависимости от запаса топлива, необходимого для торможения КА, определяется длина l_z цилиндрического заряда РДТТ по формуле [2]

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

Подробное описание элементов математической модели и алгоритмов для определения перечисленных выше параметров и основных характеристик РДТТ приведено в [2].

Толщины несущих элементов конструкции РДТТ могут быть определены в результате расчета на прочность по соотношениям, приведенным в [9, 10].

Толщина внутреннего теплозащитного покрытия (ТЗП) корпуса камеры сгорания при решении задачи определялась по соотношению [2]

$$\delta_{TZP} = \delta_0 + u_{TZP} \cdot t_{\Sigma},$$

где δ_{TZP}, δ_0 – расчётная и минимально допустимая в конце работы РДТТ толщины ТЗП; u_{TZP} – скорость уноса ТЗП, определяемая по статистике.

С учётом вышеизложенного, с использованием элементов математической модели РДТТ [2, 5 – 10] на начальном этапе проектирования могут быть определены габаритно-массовые характеристики тормозного двигателя.

Метод решения. Оптимизация параметров КА и тормозного РДТТ в составе КА с учётом требований системы нулевого уровня C_0 осуществляется при следующих ограничениях и допущениях. Предполагаются заданными габаритно-массовые характеристики КА и всех входящих в него подсистем первого уровня, кроме подсистемы C_{11} – тормозного РДТТ. Снятие КА с рабочей орбиты обеспечивается соответствующим выбором величины тяги РДТТ, запасом ТРТ, а также программой изменения направления вектора тя-

ги. При заданных характеристиках ТРТ, значениях оптимизируемых параметров КА и РДТТ определяется требуемый запас ТРТ, который необходим для снятия КА с рабочей орбиты в заданное время t_{cx}^{mp}. В зависимости от оптимизируемых параметров с использованием элементов математической модели [2, 5 – 10] определяются геометрические, габаритно-массовые и энергетические характеристики тормозного РДТТ. Целенаправленное варьирование оптимизируемых параметров КА и РДТТ позволяет определить, в конечном итоге, максимальное значение целевого функционала m_{pg}, рациональные значения параметров, а также энергетические и габаритно-массовые характеристики тормозного двигателя.

Иллюстративный пример. С использованием рассмотренного выше подхода проведена оптимизация основных проектных параметров КА и тормозного РДТТ. Решались задачи, связанные с торможением и снятием КА массой $m_{KA} = 1000$ кг с круговых орбит с высотами $H_{kp} = 600$ км, $H_{kp} = 800$ км, $H_{kp} = 1000$ км, $H_{kp} = 1200$ км. Рассмотрены два варианта снятия КА с рабочих орбит со значениями требуемых времён снятия t_{cx}^{mp}, равных 1 суткам и 30 суткам. В качестве оптимизируемых параметров КА и тормозного РДТТ (вектор $\bar{p}$) приняты: коэффициент начальной тяговооруженности КА ν_{KA}, давление в камере сгорания РДТТ p_k, степень расширения сопла РДТТ ξ, а также угол полураствора на срезе сопла β_a.

Энергетические и габаритно-массовые характеристики РДТТ определялись для условного ТРТ со следующими характеристиками: плотность ТРТ $\rho_m = 1800$ кг/м^3; параметры, характеризующие скорость горения ТРТ $u_1 = 0{,}003$ м/с и $\nu = 0{,}2$; газовая постоянная продуктов сгорания $R_g = 280$ Дж/(кг К); температура горения ТРТ $T_g = 3500$ К; показатель изоэнтропы продуктов сгорания $k = 1{,}16$; массовая доля алюминия в ТРТ $g_{Al} = 0{,}03$.

Габаритные характеристики КА, используемые для расчета эквивалентной площади сечения КА S_{ekv}, были приняты равными $R_{KA} = 3$ м, $L_{KA} = 3$ м $S_{SB} = 5$ м^2, коэффициент лобового сопротивления КА c_x – равным 2,0.

Для каждой из рассматриваемых круговых орбит проведена оптимизация массы полезного груза, проектных параметров КА и тормозного РДТТ. Для оптимальных значений параметров определены габаритно-массовые и энергетические характеристики тормозного РДТТ.

Границы областей изменения оптимизируемых параметров КА и тормозного РДТТ приведены в табл. 1.

Таблица 1

Границы областей изменения оптимизируемых параметров							
ν_n		p_k, кгс/см^2		ξ		β_a, град	
min	max	min	max	min	max	min	max
5,0	15,0	30,0	70,0	3,2	4,0	8,0	12,0

Оптимальные значения параметров (давления в камере сгорания p_k и угла полураствора на срезе сопла β_a) в процессе оптимизации для всех рассмотренных круговых орбит получились равными нижним границам областей изменения, а параметр ξ (степень расширения сопла РДТТ) получился равным верхней границе области изменения.

Оптимальные значения целевого функционала m_{pg}, коэффициента тягово-вооружённости КА ν_{KA} и характеристик тормозного РДТТ для времен схода с орбит 1 сутки и 30 суток приведены в табл. 2 и табл. 3 соответственно.

Таблица 2

Параметры, характеристики	Высота круговой орбиты, км, t_{cx} 1 сутки			
	600,0	800,0	1000,0	1200,0
m_{pg}, кг	924,96	895,92	869,22	844,53
ν_{KA}	9,1842	7,5294	6,4444	5,7800
m_m, кг	47,2543	66,1021	83,5144	99,6610
m_{DU}, кг	75,04	104,08	130,78	155,47
P, кгс	108,9	132,8	155,2	173,0

Таблица 3

Параметры, характеристики	Высота круговой орбиты, км, t_{cx} 30 суток			
	600,0	800,0	1000,0	1200,0
m_{pg}, кг	937,04	906,19	878,60	853,35
ν_{KA}	10,2692	8,0	6,7727	6,0270
m_m, кг	39,4483	59,4224	77,3872	93,8868
m_{DU}, кг	62,96	93,81	121,40	146,65
P, кгс	97,4	125,0	147,7	165,9

На рис. 2 – 5 приведены зависимости оптимальных значений целевого функционала m_{pg}, параметра КА ν_{KA} и характеристик тормозного РДТТ для различных высот H_{kr} круговых орбит, с которых осуществлялось снятие КА.

Как показали результаты проведенных исследований, с возрастанием высоты рабочей орбиты, с которой происходит снятие КА, требуется увеличение величины тяги тормозного двигателя и запаса топлива, необходимого на торможение КА, что приводит к увеличению суммарной массы тормозного РДТТ и, соответственно, к уменьшению массы полезного груза. Следует также отметить, что при возможности увеличения времени снятия КА с рабочей орбиты требуются меньшие затраты энергетических ресурсов двигателя, что, соответственно, приводит к более компактной его компоновке и уменьшению суммарной массы тормозного РДТТ.

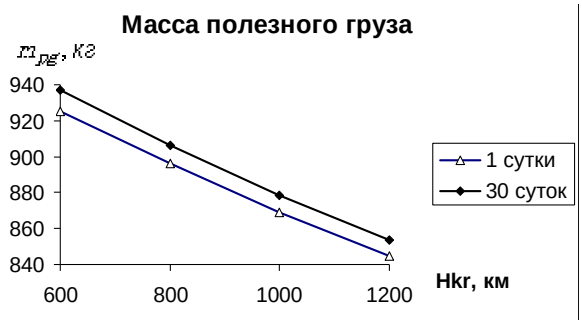

Рис. 2

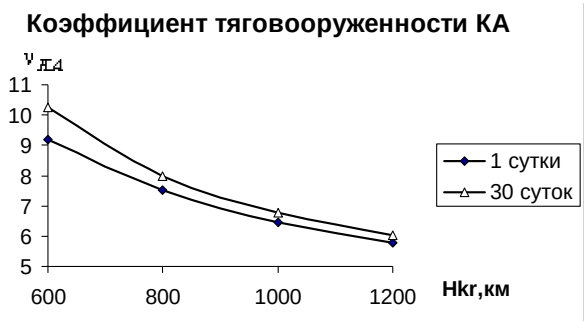

Рис. 3

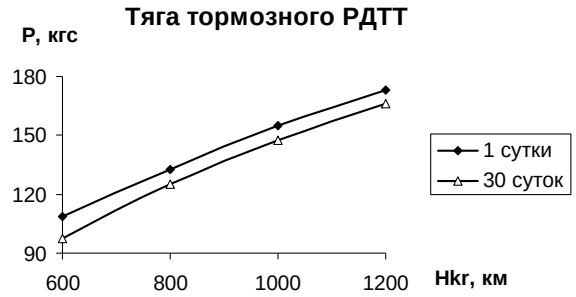

Рис. 4

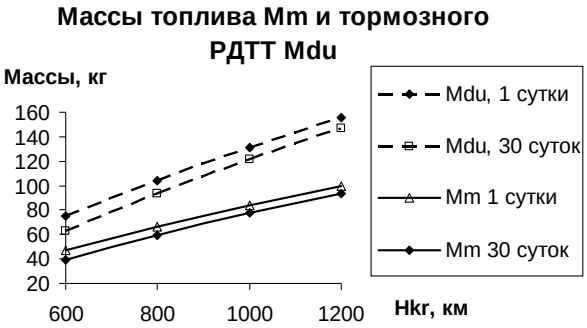

Рис. 5

Выводы. С использованием методологии системного подхода сформулирована задача совместной оптимизации проектных параметров КА и установленного на нём тормозного РДТТ, который обеспечивает выполнение орбитального маневра, связанного со снятием КА с рабочей орбиты в течение

заданного промежутка времени.

Разработанные элементы математической модели, реализующие её алгоритмы и программное обеспечение могут быть использованы проектными организациями на начальном этапе проектирования космических аппаратов с установленными на борту двигательными установками, работающими на твёрдом ракетном топливе.

1. Техногенное засорение околоземного космического пространства / *А. П. Алпатов, В. П. Басс, С. А. Баулин, В. И. Бразинский, В. П. Гусынин, Ю. Ф. Даниев, С. А. Засуха*. – Днепропетровск : Пороги, 2012. – 378 с.
2. *Сенькин В. С.* К выбору параметров космического аппарата и апогейного ракетного двигателя на твёрдом топливе / *В. С. Сенькин* // Техническая механика. – 2015. – № 3. – С. 18 – 29.
3. *Ильин В. А.* Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги / *В. А. Ильин, Г. Е. Кузмак*. – М. : Наука, 1976. – 744 с.
4. *Сенькин В. С.* Выбор программы управления движением космического аппарата при переходе с начальной круговой орбиты на заданную конечную круговую орбиту / *В. С. Сенькин* // Техническая механика. – 2003. – № 2. – С. 79 – 87.
5. *Абугов Д. И.* Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива / *Д. И. Абугов, В. М. Бобылев*. – М. : Машиностроение, 1987. – 272 с.
6. *Ерохин Б. Т.* Теоретические основы проектирования РДТТ / *Б. Т. Ерохин*. – М. : Машиностроение, 1982. – 206 с.
7. *Шишков А. А.* Газодинамика пороховых ракетных двигателей / *А. А. Шишков*. – М. : Машиностроение, 1974. – 156 с.
8. *Сенькин В. С.* К вопросу о постановке задачи оптимизации проектных параметров ракетного двигателя на твёрдом топливе / *В. С. Сенькин* // Техническая механика. – 2014. – № 4. – С. 39 – 52.
9. *Образцов И. Ф.* Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных мвтериалов / *И. Ф. Образцов, В. В. Васильев, В. А. Бунаков*. – М. : Машиностроение, 1977. – 144 с.
10. *Лизин В. Т.* Проектирование тонкостенных конструкций / *В. Т. Лизин, В. А. Пяткин*. – М. : Машиностроение, 1985. – 344 с.

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и
Государственного космического агентства Украины,
Днепропетровск

Получено 24.09.2015,
в окончательном варианте 22.02.2016