

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

В последние годы повысился интерес к созданию в космосе крупногабаритных конструкций, в первую очередь космических станций, спутниковых систем наблюдения и др., размещенных на высоких орбитах, в том числе на геостационарной. Реализуемость этих проектов в значительной степени зависит от эффективности межорбитальных транспортных аппаратов (МТА), доставляющих элементы конструкции с низкой околоземной орбиты на орбиту функционирования.

Одним из возможных путей решения этой задачи является использование для космических миссий перспективных двигательных систем с высокими техническими данными, основанных на новых физических принципах. К таким системам относятся электроракетные двигатели (ЭРД), работающие на принципе ускорения рабочего тела в электростатических или электромагнитных полях. Эти двигатели создают реактивное ускорение, существенно меньше гравитационного ускорения на поверхности Земли, поэтому их, традиционно, называют двигателями малой тяги.

Высокая скорость истечения реактивной струи обеспечивает значительно меньший расход рабочего тела по сравнению с двигателями на химическом топливе. Это позволяет уменьшить массу и объем баков топлива, других конструкций, стартовой массы МТА и, следовательно, затрат на осуществление проекта. Длительные и энергетически напряженные межорбитальные перелеты космического аппарата (КА), оснащенного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), требуют значительной электрической мощности.

1. Проектно-баллистический анализ МТА

Рассмотрим задачу совместной проектно-баллистической оптимизации МТА с ЭРДУ. В общем случае, целью МТА является доставка полезной нагрузки (ПН) на заданную рабочую орбиту и возвращение МТА на исходную орбиту. Траектории управляемого движения и проектный облик МТА должны обеспечивать наибольшую массу ПН при его фиксированной стартовой массе.

2. Проектная модель МТА

Простейшая проектная модель описывает массу МТА с ЭРДУ как сумму масс следующих основных компонентов:

$$M_0 = M_{ПН} + M_{Э} + M_{Д} + M_{РТ} + M_{СПХ} + M_{К}, \quad (1)$$

где $M_{ПН}$ – масса ПН;

$M_{Э}$ – масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии;

$M_{Д}$ – масса двигательной установка, включающая маршевые и управляющие двигатели вместе с исполнительными органами;

$M_{РТ}$ – масса рабочего тела, необходимого для прямого и обратного перелета с учетом расхода на управление;

$M_{СПХ}$ – масса системы подачи и хранения рабочего тела (баки, трубопроводы и пр.);

$M_{К}$ – масса корпуса и конструкции.

Наиболее простыми и часто используемыми зависимостями массы отдельных компонентов КА от проектных параметров являются линейные зависимости от номинальной мощности энергоустановки N_0 и тяги двигателей на стартовой орбите P_0 :

$$M_{Э} = \alpha_{Э} \cdot N_0,$$

$$M_{Д} = \gamma_{Д} \cdot P_0, \quad (2)$$

$$M_{К} = \alpha_{К} \cdot N_0 + \gamma_{К} \cdot P_0,$$

$$M_{СПХ} = k_{СПХ} \cdot M_{РТ},$$

где $\alpha_{Э}$ – удельная массовая характеристика энергоустановки, кг/Вт;

$\alpha_{К}$ – удельная масса конструкции по мощности МТА, кг/Вт;

$\gamma_{Д}$ – удельная масса двигательной установки, кг/Н;

$\gamma_{К}$ – удельные масса конструкции по тяге двигателей, кг/Н;

$k_{СПХ}$ – отношение массы системы подачи и хранения рабочего тела к массе рабочего тела, безразмерная.

Масса израсходованного рабочего тела на перелет выражается через моторное время или характеристическую скорость перелета:

$$M_{РТ} = \frac{P}{c} T_M = M_0 \exp\left(-\frac{V_K}{c}\right). \quad (3)$$

Подставляя эти выражения в (1) с учетом зависимости мощности от проектных параметров с учетом КПД:

$$N_0 = \frac{P_0 \cdot \epsilon_0}{2 \cdot \eta}, \quad (4)$$

получим новый вид уравнения баланса масс на начальной орбите:

$$M_0 = M_{ПН} + \alpha_{Э} \cdot \frac{Pc}{2\eta} + \gamma_{Д} \cdot P + \frac{P}{c} \cdot T_M(T)(1 + k_{СПХ}) + \alpha_{К} \cdot \frac{Pc}{2\eta} + \gamma_{К} \cdot P \quad (5)$$

или для массы полезной нагрузки:

$$M_{\text{ПН}} = M_0 - \alpha_3 \cdot \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_L \cdot P - \frac{P}{c} \cdot T_M (T)(1 + k_{\text{СПИХ}}) - \alpha_K \cdot \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_K \cdot P. \quad (6)$$

Анализ (6) как функции двух переменных P и c показывает, что имеется ее минимум при фиксированной стартовой массе МГА при скорости истечения

$$c_{\text{опт}} = \sqrt{\frac{T_M (1 + k_{\text{СПИХ}}) \eta}{\alpha_3 + \alpha_K}}, \quad (7)$$

а значение тяги двигателей P должно быть минимальным и определяться выполнением ограничений на возможность выполнения и длительность миссии.

Реальная зависимость стартовой массы от проектных параметров МГА имеет более сложный нелинейный вид и уравнение баланса масс (5) значительно усложняется. В любом случае можно говорить о том, что стартовая масса МГА является функцией тяги двигателей, скорости истечения рабочего тела, массы рабочего тела, требуемого на выполнение целевой задачи, и ограничений, наложенных на фазовые координаты, законы управления и проектные параметры МГА.

Согласно поставленной задаче требуется доставить максимальный относительный полезный груз на орбиту экваториального суточного спутника Земли ($r_k^* = 42240 \text{ км}$) за 40 суток при старте с круговой орбиты с радиусом $r_0^* = 6671 \text{ км}$ и наклонением $i_0 = 48^\circ$.

Для определения характеристической скорости перелета между круговыми плоскопланарными орбитами получена следующая формула:

$$V_{\text{ЛХ}} = \sqrt{1 - \frac{2 \cos \frac{\pi \cdot i_k}{2}}{\sqrt{r_k}} + \frac{1}{r_k}}. \quad (8)$$

Подставим это значение в соотношение для длительности перелета

$$t_k = \frac{c}{a_0} \left[1 - \exp \left(\frac{-V_{\text{ЛХ}}}{c} \right) \right], \quad (9)$$

получаем зависимость времени маневра от a_0 и c :

$$t_k = \frac{c}{a_0} \left[1 - \exp \left(- \sqrt{1 - \frac{2 \cos \frac{\pi i_k}{2}}{\sqrt{r_k}} + \frac{1}{r_k}} / c \right) \right]. \quad (10)$$

Все величины в этом отношении безразмерные. Размерные значения величин можно найти при помощи соотношений

$$r^* = r_0^*; \quad V^* = V \sqrt{\frac{\mu}{r_0^*}}; \quad t^* = t \cdot r_0^* \sqrt{\frac{r_0^*}{\mu}}; \quad a^* = a \cdot \frac{\mu}{r_0^*}. \quad (11)$$

В размерных переменных соотношение (10) принимает вид:

$$t_k^* = \frac{c^*}{a_0^*} \left[1 - \exp \left(-\mu \sqrt{\frac{1}{r_0^*} - \frac{2 \cos \frac{\pi i_k}{2}}{\sqrt{r_0^* r_k^*}} + \frac{1}{r_k^*}} / c^* \right) \right]. \quad (12)$$

Массу полезной нагрузки будем вычислять, исходя из следующего уравнения баланса масс:

$$M_0 = M_{ПН} + M_{РТ} + M_K. \quad (13)$$

Будем считать, что масса конструкций и ЭРДУ пропорциональна мощности ЭРДУ: $M_K = \frac{\alpha^* P_0^* c^*}{2\eta}$. Тогда относительная масса полезной нагрузки определяется соотношением:

$$\frac{M_{ПН}}{M_0} = 1 - a_0^* \left(\frac{t_k^*}{c^*} + \frac{\alpha^* c^*}{2\eta} \right). \quad (14)$$

В рассматриваемой задаче полагалось: $\alpha^* = 10 \text{ кГ/кВт}$, $\mu = 0,3986 \cdot 10^6 \text{ кг}^3/\text{сек}^2$.

3. Программное обеспечение решения проектно-баллистических задач

Для оптимизации проектной схемы МТА разработан программный комплекс, который способен решать задачи формирования оптимального проектного облика МТА по критерию качества "минимальная масса на опорной орбите".

В качестве проектных параметров выступают мощность энергоустановки, тяга двигателей и др. С помощью математических моделей, связывающих проектные параметры систем МТА с их геометрическими параметрами, получаем набор параметров геометрии, например, таких как длина и ширина солнечной батарси, габаритные размеры двигателя и др.

Программный комплекс можно разделить на следующие составные блоки:

а) оптимизатор проектно-баллистических характеристик; б) блок баллистического моделирования; в) блок расчета геометрических характеристик; г) блок связи с SolidWorks.

Оптимизатор проектно-баллистических характеристик реализует алгоритм оптимизации проектно-баллистических характеристик МТА по заданным критериям качества с учетом заданных ограничений.

Блок баллистического моделирования реализует моделирование процесса полета МТА с учетом возмущающих сил, действующих на МТА. Он позволяет получить "реальную" траекторию полета (рисунок 1), построить трассу полета (рисунок 2), а также оценить точность решения на этапе проектно-баллистической оптимизации.

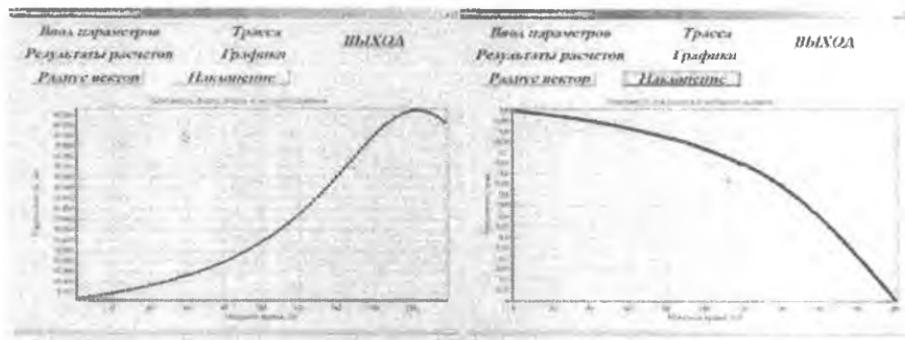


Рис. 1. Окна рабочей программы. Слева приведена зависимость радиуса-вектора от моторного времени, справа – зависимость наклона от моторного времени

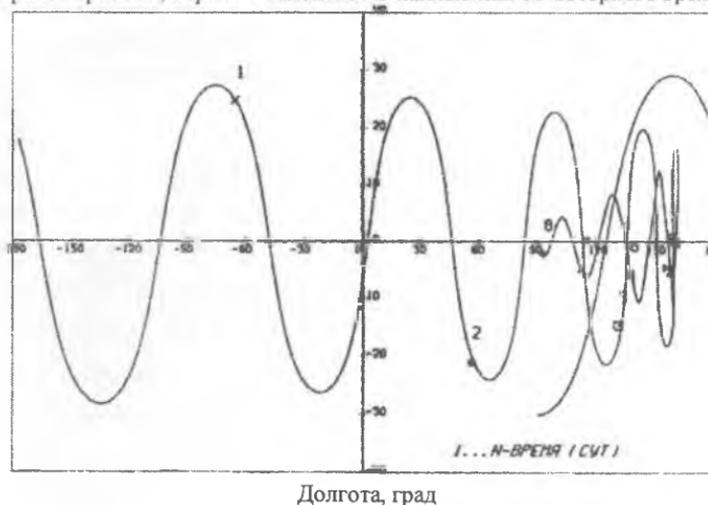


Рис. 2. Трасса выведения в рабочую точку ГСО: $R = 42164$ км, $a = 0,001$ м/с²

Блок расчета геометрических характеристик представляет собой алгоритмическую реализацию математических моделей связи проектных параметров систем МТА с их геометрическими параметрами. В этом блоке также осуществляется общая компоновка систем МТА.

Для работы программного комплекса в качестве исходных данных необходимо использовать параметризованную геометрическую модель МТА. Для ее создания можно использовать любой современный пакет твердотельного моделирования.

Рассмотрим технологию создания таких моделей на примере системы SolidWorks. Автоматизация передачи данных между программным комплексом и пакетом SolidWorks производится с помощью COM API SolidWorks. Алгоритм построения проектного облика КА по заданным геометрическим параметрам в системе параметрического твердотельного моделирования SolidWorks заключается в следующем. Предварительно подготавливаются параметризованные модели для каждой из систем КА, а также параметризованная сборка для моделирования всего КА в целом. Основные геометрические параметры систем КА заносятся в таблицы параметров моделей. Доступ к таблицам параметров осуществляется посредством COM API SolidWorks, что позволяет в интерактивном режиме формировать проектный облик КА.

Полученную твердотельную модель можно использовать для оценки инерционно-массовых характеристик МТА, а также как основу для построения других моделей, например, конечно-элементной.

На рисунке 3 приведен проектный облик МТА для одного из наборов проектных параметров полученных в результате оптимизации.

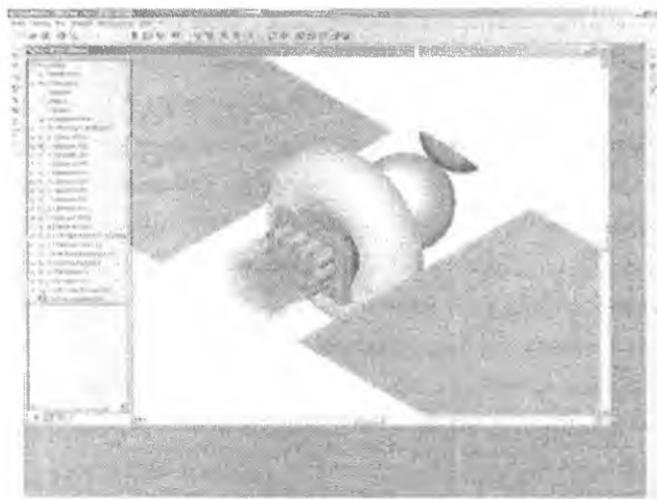


Рис. 3. Проектный облик МТА для одного из вариантов проектных параметров

Библиографический список

1. Лебедев В.И. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: ВЦ АН СССР, 1968.
2. Салмин В.В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой: Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением. М.: Машиностроение, 1987.