

Фадеев П. В., Ишков С. А.

## ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ МАНЕВРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МНОГОСТУПЕНЧАТЫМ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ

Область применения электроракетных двигателей (ЭРД) все больше расширяется – если раньше этот тип двигателя использовали в основном для коррекции орбиты, то теперь все чаще прорабатываются варианты использования ЭРД как маршевых для межорбитальных переходов. Основные отличительные особенности ЭРД от двигательных систем, использующих жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) – это значительно более высокая скорость истечения рабочего тела, что позволяет увеличить массу полезной нагрузки, доставляемой на конечную орбиту.

В данной работе рассматривается вариант космического аппарата (КА), состоящего из двух последовательно расположенных разгонных блоков (РБ) и полезной нагрузки. Первый разгонный блок имеет двигательную систему на основе ЖРД, второй – на основе ЭРД.

В качестве математической модели массы КА принимается простейшая модель, включающая в себя следующие системы: разгонный блок с ЖРД, состоящий из двигательной установки, топливных баков и топлива; разгонный блок с ЭРД, состоящий из двигательной установки, системы подачи и хранения топлива, рабочего тела и энергоустановки.

Считая скорость истечения рабочего тела ЭРД постоянной на весь маневр, массовое уравнение может быть преобразовано к безразмерному виду:

$$\mu = (1 - \gamma_{AP,1} - (1 - e^{-\frac{I_{ЖРД}}{C_{ЖРД}}} \cdot (1 + \gamma_{GN})) \cdot (1 - (1 - e^{-\frac{I_{ЭРД}}{C_{ЭРД}}} \cdot (1 + \gamma_{СПХ} + \frac{C_{ЭРД}}{T} \cdot (\gamma_{ЭРД} + \gamma_{Э}))))) \cdot (1)$$

где  $\mu$  – масса полезного груза, отнесенная к массе КА на опорной орбите,  $\gamma_{Ж}$  – удельная масса ЖРД,  $i_{Ж}$  – затраты характеристической скорости на маневр РБ с ЖРД,  $c_{Ж}$  – удельный импульс ЖРД,  $\gamma_{Б}$  – удельная масса баков РБ с ЖРД,  $i_{Б}$  – затраты характеристической скорости на маневр РБ с ЭРД,  $c_{Э}$  – скорость истечения рабочего тела ЭРД,  $\gamma_{Б}$  – удельная мас-

са системы подачи и хранения топлива,  $\gamma_{ЭД}$  - удельная масса ЭРД,  $\gamma_3$  - удельная масса энергоустановки,  $T$  - время на перелет.

Входящие в уравнение (1) характеристические скорости определяются решениями динамической задачи и являются функциями параметров начальной, конечной и промежуточной орбит большой полуоси, эксцентриситета и наклона:

$$\begin{aligned} \gamma_{ЭД} &= f(A_0, e_0, i_0, A_p, e_p, i_p) \\ \gamma_3 &= f(A_p, e_p, i_p, A_k, e_k, i_k) \end{aligned} \quad (2)$$

Промежуточная орбита в общем случае может быть как круговой, так и эллиптической. С вычислительной точки зрения важным является, чтобы зависимости (2) имели аналитический вид. При перелете на промежуточную орбиту используется РБ с ЖРД -  $\gamma_{ЭД}$  рассчитывается по классическим уравнениям импульсных переходов, для маневра перехода с ЭРД  $\gamma_3$  рассчитывается в соответствии с теорией межорбитальных перелетов с малой тягой по соотношениям [1, 2, 3].

Будем считать, что удельные массы являются постоянными известными величинами,  $P_{\text{ж}} \gamma_{ЭД}$  фиксирована, а граничные условия и время перехода заданы.

Тогда вектор параметров оптимизации имеет вид:

$$x = (A_{n.p.}, e_{n.p.}, i_{n.p.}, C_{\text{ЭД}}, D) \quad (3)$$

Сформулируем задачу оптимизации межорбитальных маневров КА с многоступенчатым разгонным блоком: определить из допустимого множества  $X$  вектор  $x$ , доставляющий при заданном времени перелета максимум массы полезного груза:

$$\mu_{\max} = \text{Max}(\mu | T = T^*, z = z^*) \quad x \in X \quad (4)$$

$$\text{где } z^* = (A_0, e_0, i_0, A_k, e_k, i_k).$$

Анализ уравнения (1) показывает, что параметры оптимизации между собой взаимосвязаны, и решить задачу можно только численно. Были проведены исследования маневров перехода с низкой круговой орбиты на геостационарную орбиту (ГСО) и ряд других значимых с практической точки зрения орбит.

Для перелета на ГСО граничные условия имеют вид:

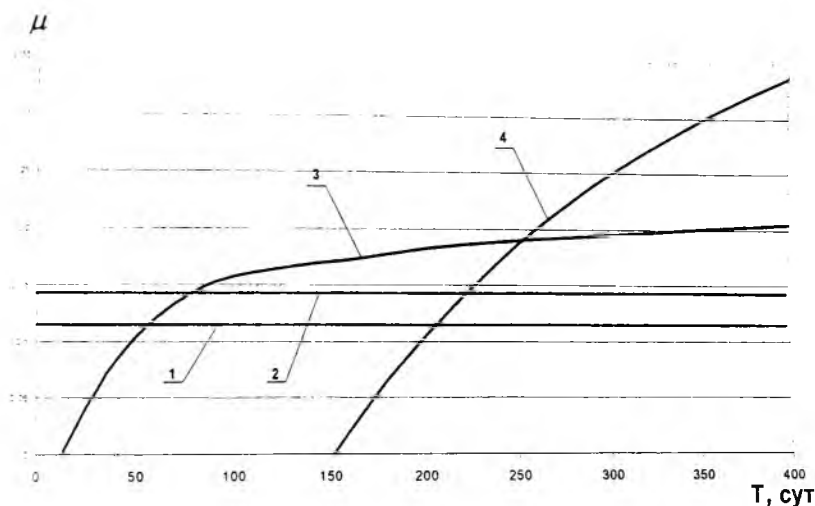
$$A_0 = 6571 \text{ км}, \quad e_0 = 0, \quad i_0 = 51,6^\circ;$$

$$A_k = 42241 \text{ км}, \quad e_k = 0, \quad i_k = 0^\circ;$$

$$T = 40 \text{ суток}.$$

Максимум массы полезной нагрузки достигается при следующих оптимальных параметрах

$$A_{np} = 45264 \text{ км}, e_{np} = 0,484, i_{np} = 0^\circ, C_{ЭРД} = 10,3 \text{ км/с}.$$



**Рис. 1** Зависимость массы полезного груза от времени перелета  
 1 – одноступенчатый РБ с ЖРД, 2 – двухступенчатый РБ с ЖРД,  
 3 – комбинированный РБ, 4 – одноступенчатый РБ с ЭРД

На рис. 1 приведены зависимости массы полезного груза от времени перелета на ГСО для четырех типов разгонных блоков КА, имеющих РБ с ЖРД. может вывести ограниченную полезную массу и время перелета составляет не более пяти суток. Область рационального использования комбинированного РБ лежит в пределах от 75 до 250 суток при увеличении массы по сравнению с одноступенчатым РБ с ЖРД от 30 % до 60 %. Для времени перелета более 250 суток выгоднее использовать одноступенчатый РБ с ЭРД.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Лсбедев В. Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой // Математические методы в динамике космических аппаратов. М., 1968. Вып.5.

2. Ишков С. А. Расчет оптимальных межорбитальных перелетов с двигателями малой тяги между круговой и эллиптической орбитами // Космические исследования, 1997. Т. XXXVI. Вып. 2, с.1-10.
3. Ишков С. А., Романенко В. А. Формирование и коррекция высокоэллиптической орбиты спутника Земли с двигателем малой тяги орбитами. // Космические исследования, - 1997. Т. XXXVI. Вып. 2, с.11-20.