

Коровкин Г.А., Старилова О.Л.

РАСЧЕТ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРЕЛЕТОВ К МАРСУ МАЛОГО АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Рассматривается задача проектирования автоматического космического аппарата (КА) с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) для полета к Марсу. Задача КА на опорную орбиту предполагается произвести с помощью РН «Союз - ФГ». Для полета к Марсу и перехода на отлетную траекторию используется двигательная установка разгонного блока «Фрегат», отделяемая по завершении этих маневров. Отлет от Земли осуществляется по гиперболической траектории, трансформирующейся после выхода из сферы действия Земли в исходную гелиоцентрическую орбиту, на которой начинает работать ЭРДУ. Граница сфер действия аппарата пересекает с асимптотической скоростью V_{∞} . Перевод КА с орбиты Земли на орбиту Марса предполагается произвести с помощью двигательной установки малой тяги. Данная стратегия (рис. 1) позволяет более эффективно использовать массу, выдвинуемую РН, и отказаться от применения автономного разгонного блока. Торможение и формирование орбиты искусственного спутника Марса и маневры на ней предполагается проводить при помощи собственного ЖРД КА.



Рис. 1 Баллистическая схема перелета

Задача проектно-баллистической оптимизации формулируется следующим образом. Необходимо определить вектор гиперболического избытка скорости на границе сферы действия Земли \bar{V}_Φ , дату старта D_0 , ускорение от тяги a_0 и скорость истечения c ЭРДУ, а также программу управления тягой КА на гелиоцентрическом участке перелета, доставляющие при заданной стартовой массе КА m_0 и фиксированном времени перелета T , максимум массе КА на границе сферы действия Марса после отделения блока ЭРДУ m_β . Задача разделяется на динамическую (отыскание оптимальных законов управления и соответствующих им траекторий) и параметрическую части (отыскание оптимальных проектных параметров КА и баллистической схемы).

Движение КА, в рамках теории сфер действия, разделяется на планетоцентрические (выход из сферы действия Земли и формирование целевой ареоцентрической орбиты) и гелиоцентрической участки движения.

Для набора скорости в сфере действия Земли и маневров КА в сфере действия Марса в рамках данной баллистической схемы предполагается использовать химические разгонные блоки.

Расчет движения в сфере действия Земли ведется согласно соотношениям задачи двух тел в импульсной постановке. Результаты расчета маневра ухода КА из сферы действия гравитационного поля Земли при использовании двигательной установки отечественного разгонного блока «Фрегат» при стартовой массе КА $m_0 = 7250$ кг показаны на рис. 2 и хорошо согласуются с результатами работы [1].

На гелиоцентрическом этапе перелета выбирается оптимальное управление, переводящее КА с орбиты Земли на орбиту Марса с учетом эллиптичности и некомпланарности орбит планет. Моделирование пространственного гелиоцентрического движения КА проводится в комбинированной системе координат, которая объединяет традиционную плоскую полярную систему координат $(r, \varphi, V_r, V_\varphi)$ и дополнительные фазовые координаты, описывающие положение плоскости орбиты - накло-

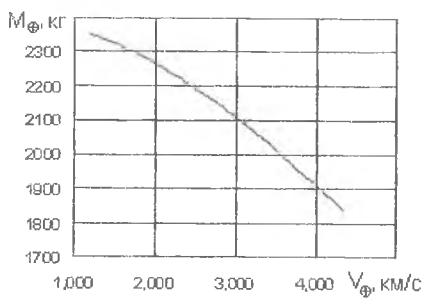


Рис. 2. Зависимость массы КА на границе сферы действия Земли от достигнутого гиперболического избытка скорости

ление i и долготу восходящего узла Ω . Центр системы координат помещается в центр Солнца, фазовый угол и долгота восходящего узла отсчитываются от линии весеннего равноденствия, а плоскость орбиты Земли принимается за нулевую для отсчета наклона [2].

Текущая мощность энергоустановки, а, следовательно, и реактивной струи зависит от расстояния КА от Солнца. Величина солнечного светового потока обратно пропорциональна квадрату расстояния КА от Солнца, но коэффициент преобразования солнечной энергии в электрическую падает с увеличением температуры солнечных батарей. Взаимодействие этих факторов приводит к тому [1], что мощность реактивной струи можно приближенно описать

$$N = \frac{N_0}{r^{1,7}},$$

где N_0 – мощность реактивной струи на расстоянии 1 АЕ от Солнца. Кроме того, в течение времени происходит деградация солнечных батарей, что снижает коэффициент преобразования энергии. Необходимо также учитывать, что, если расстояние КА до Солнца меньше некоторого расстояния r^* , то панели батарей приходится располагать под некоторым углом к солнечным лучам, чтобы уменьшить их температуру. При этом удается обеспечить постоянный уровень электрической мощности $\frac{N_0}{(r^*)^{1,7}}$ до весьма малых расстояний от Солнца. Регулирование используемой двигательной установкой мощности осуществляется путем изменения текущего расхода рабочего тела, скорость истечения рабочего тела остается постоянной.

Оптимальная программа управления вектором тяги двигателей на гелиоцентрическом участке траектории определяется направлением тяги двигателей \bar{P} (углами между \bar{P} и плоскостью орбиты - λ_2 , а также между \bar{P} и радиус-вектором - λ_1) и функцией включения/выключения двигателей δ . С использованием формализма принципа максимума Понтрягина эти зависимости были получены в [2] и имеют вид:

$$\lambda_1 = \arcsin\left(\frac{P_{V_\varphi}}{\sqrt{P_{V_r}^2 + P_{V_\varphi}^2}}\right), \quad \lambda_2 = \arcsin\left(\frac{\cos \varphi \cdot \sin i \cdot P_r - \cos i \cdot \sin \varphi \cdot P_\varphi + \sin \varphi \cdot P_\Omega}{B}\right),$$

$$\text{где } B = \sqrt{(\cos \varphi \cdot \sin i \cdot P_r - \cos i \cdot \sin \varphi \cdot P_\varphi + \sin \varphi \cdot P_\Omega)^2 + \sin^2 i \cdot V_\varphi^2 (P_{V_r}^2 + P_{V_\varphi}^2)},$$

$$\delta = \begin{cases} 1, & \text{если } \Delta > 0 \\ 0, & \text{если } \Delta \leq 0 \end{cases}, \quad \text{где } \Delta = -B \cdot c - \sin i \cdot P_\mu \cdot V_\varphi \cdot (1 - \mu).$$

Здесь выражение Δ выступает в роли функции, а $\{P_r, P_\varphi, P_{V_r}, P_{V_\varphi}, P_\mu, P_i, P_\Omega\}$ – вектор переменных, сопряженных соответствующим фазовым координатам.

Минимальный расход рабочего тела достигается в случае выполнения на траектории условия $P_\mu(t_0 + T) \leq 0$. Так как $P_\mu(t)$ - невозрастающая функция времени, то для выполнения этого условия на всей траектории достаточно ввести нормировку $P_\mu(t_0) = -1$.

Таким образом, вариационная задача об оптимальном гелиоцентрическом перелете сводится к двухточечной красной задаче в которой требуется подобрать начальные значения сопряженных переменных $P_r, P_\varphi, P_{V_r}, P_{V_\varphi}, P_t, P_\Omega$ так, чтобы на концах оптимальной траектории выполнялись граничные условия: $x(t_0) = x_\oplus(t_0), x(t_0 + T) = x_\oplus(t_0 + T)$.

Эта задача решается с использованием модифицированного метода Ньютона и методики описанной в [2]. Для различных длительностей экспедиции были получены оптимальные проектные и баллистические характеристики КА и траектории движения, представленные на рис. 3-5 и в таблице 1.

Полученные оптимальные гелиоцентрические траектории характеризуются тем, что в начале траектории имеется небольшой пассивный участок, вызванный наличием гиперболического избытка скорости. С увеличением продолжительности перелета количество и продолжительность пассивных участков возрастает.



Рис. 3. Перелет длительностью 350 суток

Семейство решений начинается траекторией перелета продолжительностью 350 суток и далее эта продолжительность перелета увеличивается до 600 суток. Из таблицы 1 видно, что для этой длительности перелета маневр доставки КА в окрестность Марса носит довольно напряженный характер. Здесь химический разгонный блок берет на себя значительную долю энергетических затрат (гиперболический избыток скорости

на выходе КА из гравитационной сферы Земли около 3 км/с). Однако и ЭРДУ используется на пределе возможностей, т.к. на гелиоцентрическом участке траектории практически отсутствуют пассивные участки полета (рис. 3).

С увеличением продолжительности перелета вклад ЭРДУ в энергетические затраты возрастает (таблица 1) и маневр становится менее напряженным. Вместе с тем растет конечная масса КА, доставляемого в окрестность Марса. При дальнейшем увеличении вре-

мени перелёта конечная масса КА практически остаётся постоянной. Это связано с использованием для выхода из гравитационной сферы Земли химического разгонного блока



Рис. 4. Перелет длительностью 450 суток



Рис. 5. Перелет длительностью 600 суток

Таблица 1. Проектно-баллистические характеристики КА при различной длительности перелета.

Наименование параметра	Разм.	I	II	III
Дата старта с Земли, D_0	-	19.07.2005	23.07.2005	15.07.2006
Гелиоцентрический избыток скорости на выходе из сферы действия Земли, V_{\oplus}	м/с	2907	1867	1685
Дата прибытия на пл. Марс, $D_{\text{З}}$	-	3.07.2006	15.10.2006	3.03.2007
Длительность перелета, T'	сут	350	450	600
Масса в момент окончания работы разгонного блока, M_{\oplus}	кг	2120	2283	2304
Масса на входе в сферу действия Марса, $M_{\text{З}}$	кг	1798.8	1986.3	2050
Масса израсходованного РТ, $M_{\text{РТ}}$	кг	321.2	296.7	254
Скорость истечения РТ, c	м/с	31000	30000	29000
Тяга ДУ, P_0	Н	0.5	0.5	0.5
Угловая дальность перелета, φ	град	136.66	276.66	354.6
Моторное время, T_M	сут	276.5	292.68	304.3

Поскольку в качестве основного элемента энергодвигательного модуля были выбраны надежные и прошедшие многолетнюю отработку в условиях реальных космических полетов стационарные плазменные двигатели отечественной разработки, техническая реализация предлагаемых проектных решений может быть осуществлена в обозримом будущем с минимальными экономическими затратами.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- Попов Г.А., Обухов В.А., Константинов М.С., Федотов Г.Г., Мурашко В.М. Применение электрореактивной двигательной установки в проекте «Фобос - грунт» // *Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики*. 2001. №2.
- Салмин В.В., Старина О.Л. Оптимизация межпланетных перелетов КА с двигателями малой тяги с учетом эллиптичности и некомпланарности орбит планет // *Космические исследования*, – 2001. Т.39. №1. - С. 51-59.