

вакшей 32 члена разложения геопотенциала. Результаты моделирования погрешностей построения эталонной орбиты получены на момент времени, соответствующий последнему вектору ЦДМ, а также в прогнозе на 0,5 и 1 виток для моделей движения КАН, учитывающих при построении эталонной орбиты 4, 3, 16 членов разложения геопотенциала.

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о том, что точность определения эталонной орбиты достаточна для оценки точности знания ЦДМ на борту КАН при условии использования для определения эталонных ЦДМ модели движения КАН, учитывающей не менее 16 членов разложения геопотенциала, и не менее 10-16 векторов ЦДМ. В этом случае точность знания эталонных ЦДМ в 2-4 раза выше точности знания оцениваемых ЦДМ на момент определения в АСН (в прогнозе значительно выше).

Список литературы

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. П.П.Дмитриева и В.С.Шебшаевича. - М.:Радио и связь, 1982.
2. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. - М.:Сов. радио, 1978.

УДК 629.78.015

В.В.Салмин, С.А.Ишков, О.Л.Милокумова

СИНТЕЗ ЗАМКНУТЫХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

Рассматривается задача синтеза баллистической схемы экспедиции Земля - Марс - Земля осуществляемой КА с малой тягой в условиях жестких ограничений на стартовую массу, продолжительность перелета и минимальное расстояние до Солнца. Проектные параметры аппарата считаются заданными. Предложен алгоритм, позволяющий решать задачу оптимизации баллистической схемы экспедиции на начальном этапе проектирования и представлены результаты полученные с использованием этого алгоритма.

Цель экспедиции Земля - Марс - Земля заключается в доставке исследовательского комплекса на поверхность Марса и возвращении на околоземную орбиту экспедиционного комплекса заданной массы.

В состав модели движения МЭК включим уравнения движения, краевые условия обеспечивающие осуществление экспедиции и ограничения на баллистические параметры перелетов:

$$\dot{\vec{r}} = \vec{v}, \quad \dot{\vec{v}} = \frac{P}{m} \delta \cdot \vec{e} + \vec{g}, \quad \dot{m} = -\frac{P}{c} \quad (1)$$

Здесь \vec{r} - радиус вектор центра масс МЭК; \vec{v} - скорость, m - текущая масса МЭК, \vec{g} - гравитационное ускорение в поле притягивающего центра, \vec{e} - единичный вектор ориентации тяги двигателей P , δ - функция включения двигателей, c - скорость истечения рабочего тела.

Краевые условия осуществления экспедиции имеют вид:

$$\begin{aligned} t = 0, & \quad \vec{r} = \vec{r}_{\text{Земли}}, & \quad \vec{v} = \vec{v}_{\text{Земли}} \\ t = T_1, & \quad \vec{r} = \vec{r}_{\text{Марса}}, & \quad \vec{v} = \vec{v}_{\text{Марса}} \\ t = T_1 + T_2, & \quad \vec{r} = \vec{r}_{\text{Земли}}, & \quad \vec{v} = \vec{v}_{\text{Земли}} \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь T_1 и T_2 - продолжительности соответствующих участков замкнутого межорбитального перелета.

Для обеспечения возвращения КА на Землю должно выполняться условие замкнутости перелета:

$$\left(T_1 + T_2 \right) \cdot \omega_{\text{Земли}} - \left(\varphi_1 + \varphi_2 \right) + T_{\text{Марса}} \left(\omega_{\text{Земли}} - \omega_{\text{Марса}} \right) = 2 \pi n, \quad (3)$$

где φ_1 и φ_2 - угловые дальности прямого и обратного гелиоцентрических перелетов, $T_{\text{Марса}}$ - длительность пребывания МЭК в окрестности Марса, $\omega_{\text{Земли}}$ и $\omega_{\text{Марса}}$ средняя угловая скорость движения Земли и Марса.

Необходимость обеспечения радиационной безопасности экипажа и работоспособности систем МЭК приводит к введению дополнительных жестких ограничений на суммарную длительность экспедиции и минимальное расстояние от МЭК до Солнца.

$$T_{\Sigma} = T_1 + T_2 \leq T_{\text{пред}}, \quad |\vec{r}| \geq r_{\text{пред}} \quad (4)$$

Введем в рассмотрение вектора функций управления $\vec{u} = \{ \delta, \vec{e} \}^T$ и баллистических параметров схемы экспедиции $\vec{b} = \{ D, \tau \}^T$, где D_0 - дата старта экспедиции от Земли и τ - соотношение между длительностями прямого и обратного гелиоцентрических перелетов.

Основная задача оптимизации формулируется следующим образом: оп-

разделить вектор баллистических параметров схемы экспедиции \vec{b} и вектор функций управления $\vec{u}(t)$, доставляющие при заданной массе полезного груза минимум стартовой массе МЭК, при выполнении граничных условий прямого и обратного перелета (2), условия возвращения (3) и ограничений (4):

$$m_0 = \min_{\vec{u} \in U, \vec{b} \in B} m_0(\vec{b}, \vec{u}) \quad (5)$$

Процедуру оптимизации удобно строить по итеративной схеме. Для начального приближения вектора баллистических параметров последовательно рассчитываются расход рабочего тела, длительности маневров и положение планет по участкам. Затем подбирается стартовая масса МЭК, таким образом, чтобы обеспечить требуемую массу жилого комплекса на финишной геоцентрической орбите. Оптимизация стартовой массы МЭК по вектору баллистических параметров \vec{b} проводится прямыми методами оптимизации.

На первом этапе оптимизации используется упрощенная модель движения КА, не учитывается эллиптичность и некомпланарность орбит планет, расчет ведется в рамках теории сфер действия в рамках модели материальной точки с идеальным управлением вектором тяги, не учитывается деградация фотоэлектрических преобразователей и т.п., что позволяет сократить количество параметров влияющих на решение задачи.

Использовано традиционное разделение траектории КА на участки околопланетного (разгона и торможения в сферах действия планет) и гелиоцентрического движения. Стыковка участков на первом этапе оптимизации осуществляется по кинематическим параметрам (масса и ускорение КА).

Маневры набора скорости и торможения КА с малой тягой в сфере действия планет хорошо изучены, траектория имеет вид слабо раскручивающейся спирали, двигатель работает без выключений, оптимальное направление тяги близко к трансверсальному. В работе /2/ представлены аналитические зависимости расхода рабочего тела и длительности маневра набора параболической скорости (или торможения), от основных проектных параметров аппарата. Эти зависимости использованы для расчета планетоцентрических участков перелета.

Оптимизация гелиоцентрического движения КА представляет значительные трудности даже для предельно упрощенной модели, т.к. даже на начальном этапе формирования баллистической схемы экспедиции необходимо учитывать ограничения на минимальный гелиоцентрический радиус и

стартовую массу МЭК. Задача об оптимизации гелиоцентрических участков перелета с помощью формализма принципа максимума Понтрягина [1] сводится к крайним задачам Коши с различными наборами граничных условий.

В результате решения этих задач была получена оптимальная базовая схема экспедиции с учетом ограничения на минимальное расстояние до Солнца. При заданной длительности экспедиции, минимальная стартовая масса МЭК достигается при полете по следующей схеме: траектории прямого и обратного гелиоцентрических перелетов спускаются значительно ниже орбиты Земли, причем, чем меньше требуемая длительность экспедиции, тем ближе к Солнцу подходит КА. При достижении заданного предельного расстояния до Солнца, на обратном перелете вводится участок пассивного движения аппарата по круговой орбите с радиусом $R_{пред}$, для выполнения условия возвращения (3).

Использование более сложных моделей движения и дополнительных ограничений на проектные параметры аппарата и управления позволяет уточнить оптимальные баллистические параметры схемы экспедиции. Процесс оптимизации должен заканчиваться, когда применение модели более высокого уровня не приводит к заметному изменению критерия оптимальности, а также вектора баллистических параметров.

В табл. 1 представлены результаты синтеза базовой баллис-

Таблица 1

$T_{э}$, сут	M_0 , тонн	Дата старта КА от Земли Марса		R_{min} , прямой	а.е. обратный
771.0	361.8	базовая схема		0.723	0.723
798.6	389.4	апр.2011	май 2012	0.723	0.723
787.9	366.1	май 2013	июнь 2014	0.723	0.723
768.7	333.0	июль 2015	авг.2016	0.730	0.728
759.2	326.8	сен.2017	сен.2018	0.770	0.740

тической схемы перелета, полученные на первом этапе оптимизации, и уточненные баллистические характеристики (с учетом эллиптичности орбит планет и конкретных дат старта). Полученные оптимальные схемы экспедиции слабо отличаются от базовой: сохраняется немонотонный характер гелиоцентрических перелетов, соотношение длительностей прямого и обратного перелетов и оптимальные даты старта от Земли и Марса.

Предложенный алгоритм оптимизации позволяет строить оптимальные баллистические схемы замкнутых перелетов КА с солнечными двигателями малой тяги для широкого диапазона проектных параметров.

Список литературы

1. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. - М.:Наука, 1969.
2. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета. Проблемы оптимизации. - М.:Наука, 1975.

УДК 629.785

В.В.Салмин, С.А.Ишков, О.Л.Милокумова, О.Ю.Старинов

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕО И ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКИХ УЧАСТКОВ МЕЖПЛАНЕТНОГО ПЕРЕЛЕТА КА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

В настоящей работе рассмотрены задачи моделирования траекторий достижения планет Солнечной системы с помощью космического аппарата, использующего в качестве движителя солнечный парус /1/.

Задача моделирования в соответствии с теорией сфер действия была условно разделена на расчет многовитковой траектории набора параболической скорости в сфере действия Земли (геоцентрический участок перелета) и межорбитальный гелиоцентрический переход.

Для описания траектории околоземного движения введена комбинированная система дифференциальных уравнений движения, включающая в себя четыре уравнения плоского движения аппарата в полярной системе координат, два уравнения, характеризующих положение плоскости орбиты относительно базовой, и уравнение, позволяющее определить относительное положение Солнце - Земля - аппарат.

Известно, что уравнения, описывающие пространственное положение траектории, при наклонении близком к нулю не дают достоверных результатов, поэтому предусмотрен автоматический выбор базовой плоскости - эклиптики или экватора. Уравнение движения Солнца, позволяет определить точную величину и направление тяги от солнечного паруса и положение теневого участка на витке.

На геоцентрическом участке траектории моделировались достаточно