

УДК 629.785

Замечательное свойство траекторий перелета космического аппарата с Земли на Луну с использованием высокоэллиптических орбит

Гордиенко Евгений Сергеевич^(*)

GordienkoES@laspace.ru

Симонов Александр Владимирович

SimonovAV@laspace.ru

Розин Петр Евгеньевич

RozinPE@laspace.ru

Добрица Дмитрий Борисович

DobritsaDB@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина», Химки, Московская обл., Россия

Аннотация. Рассматривается выведение космического аппарата (КА) на низкую круговую полярную орбиту искусственного спутника Луны высотой 100 км, которую можно использовать как для наблюдения за поверхностью Луны, так и для последующей посадки на нее. В работе исследуются схемы «простого» прямого перелета и прямого перелета Земля — Луна с использованием двух промежуточных высокоэллиптических орбит КА вокруг Земли с радиусами апогея ~275–~360 тыс. км. Приводятся численные и графические результаты.

Ключевые слова: космический аппарат, лунные траектории, высокоэллиптические орбиты, спутник Луны, коррекция траектории перелета

Введение. При проектировании межпланетных траекторий часто возникает проблема дефицита полезной массы, выводимой к Луне, когда используют «простой» прямой перелет КА Земля — Луна [1]. Ее можно решить путем изменения схемы выведения, например, за счет добавления промежуточных высокоэллиптических орбит вокруг Земли [2].

Материалы и методы; результаты. Постановка задачи. Работа посвящена анализу схем выведения космического аппарата (КА) с Земли на конечную круговую ($e_f = 0$) полярную ($i_f = 90^\circ$) орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) высотой $h = 100$ км с использованием двух геоцентрических орбит с радиусами апогея от ~275 тысяч км до ~360 тысяч км.

Рассматривается задача минимизации суммарной характеристической скорости V_Σ , необходимой для выведения КА на конечную орбиту ИСЛ:

$$V_\Sigma \rightarrow \min.$$

Модель поля. До границы сферы действия Луны (СДЛ) спутник движется по сложной геоцентрической эллиптической траектории при учете возмущений от гравитационных полей Земли (вплоть до 8 сферической гармоники), Луны и Солнца. Внутри СДЛ КА летит по селеноцентрической гиперболе при учете возмущений от гравитационных полей Луны (вплоть до 8 гармоник), Земли и Солнца.

Метод решения. Анализ проводится в три этапа. На первом — рассматриваются схема «простого» прямого перелета Земля — Луна и схема прямого

перелета КА Земля — Луна с двумя высокоэллиптическими орбитами вокруг Земли. На втором этапе получаются соответствующие им траектории перелета Земля — Луна. Анализ проводится для трех дат старта с Земли и одного времени подлета к Луне. Подмечается сходство параметров первой высокоэллиптической орбиты вокруг Земли, на которую КА выводится с помощью разгонного блока (РБ). На третьем этапе получаются траектории перелета Земля — Луна при учете выведения КА на первый эллипс с одинаковыми для трех дат старта параметрами. Время пролета третьего перигея остается одинаковым, а возникающие отклонения параметров траекторий от их номинальных значений корректируются на участке перелета Земля — Луна. Приводятся численные и графические результаты.

Заключение. Существует возможность выведения КА к Луне для трех дат старта с помощью одного полетного задания для системы управления РБ «Фрегат», подготавливаемого для выведения КА на первую эллиптическую орбиту. Это уменьшит временные затраты на моделирование траектории, сократит процесс всего проектирования. При этом величина тормозного импульса не меняется (~815 м/с). Суммарная характеристическая скорость увеличивается с 846 м/с до 852 м/с, а время выведения — с ~5,5 суток до 22 суток. Конечная масса КА возрастает до 2250 кг. Таким образом, видно, что применение схемы прямого перелета Земля — Луна с двумя высокоэллиптическими орбитами вокруг Земли существенно расширяет окна старта при выведении КА к Луне.

Список источников

- [1] Черток Б.Е. *Ракеты и люди. Кн. 4. Лунная гонка*. Москва, Машиностроение, 1999.
- [2] Ивашкин В.В. *Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет*. Москва, Наука, Глав. ред. физ.-мат. лит., 1975, 392 с.