

УДК 629.785

Методика построения траекторий облета Луны с возможностью возвращения космического аппарата на траекторию полета к Земле

Гордиенко Евгений Сергеевич¹

gordienko.evgenyy@gmail.com

SPIN-код: 7908-1736

Ивашкин Вячеслав Васильевич²

ivashkin@keldysh.ru

AuthorID: 3519

Розин Петр Евгеньевич¹

RozinPE@laspace.ru

SPIN-код: 1671-7820

Добрица Дмитрий Борисович¹

DobritsaDB@laspace.ru

SPIN-код: 4802-1841

¹ АО «НПО Лавочкина», Химки, Московская обл., Россия² ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

Аннотация. Определена траектория полета космического аппарата с Земли на орбиту облета Луны с возможностью его возвращения на Землю. Разработана методика построения траектории, двигаясь по которой, космический аппарат (в случае штатного протекания миссии) или переходит на орбиту искусственного спутника Луны, или, облетая ее, возвращается к Земле. Таким образом, можно вернуть на Землю космонавтов и/или дорогостоящую научную и служебную аппаратуру. Приведены результаты анализа для случая облета Луны в 2030 г.

Ключевые слова: космический аппарат, лунные траектории, траектории возвращения к Земле, спутник Луны, околоэкваториальные орбиты, орбиты перелета Земля – Луна

Введение. Еще В.А. Егоров и М.К. Тихонравов поставили задачу поиска траекторий облета Луны с возможностью возвращения полезной нагрузки на Землю.

Схема выведения. Ракета «Союз 2.1б» выводит с космодрома «Восточный» космический аппарат (КА) на опорную орбиту спутника вокруг Земли, далее с помощью разгонного блока (РБ) «Фрегат» КА переводится на траекторию полета к Луне. После облета Луны КА переходит на траектории возвращения (ТВ) к Земле.

Как показал в начале 1960-х гг. В.В. Ивашкин, траектории облета Луны с возвращением к Земле в первом приближении можно рассчитать в модели точечных сфер действия. В данной работе в качестве основного варианта рассматривается случай учета возмущений.

Модель возмущений. Движение КА до границы сферы действия Луны (СДЛ) и от границы СДЛ до Земли моделировалось при учете возмущений от гравитационного поля Земли (с учетом его нецентральности в разложении в ряд 8×8), гравитационных полей Луны и Солнца; внутри СДЛ — при учете возмущений от гравитационного поля Луны (с учетом его нецентральности в разложении в ряд 165×165), гравитационных полей Земли и Солнца [1–3].

Методика. К параметрам управления, влияющим на траекторию облета Луны и возвращения к Земле, относят время подлета КА к Луне $t_{\text{фм}}$, время перелета Земля – Луна $\Delta t_{\text{ЕМ}}$, высоту периселения $h_{\text{пм}}$ и селенографическое наклонение i_{f} гиперболы подлета.

Рассмотрим методику решения задачи. В ней для заданных времени перелета и даты облета Луны решаются внешняя и внутренняя краевые задачи. Во внешней — варьируются высота периселения $h_{\text{пм}}$ и селенографическое наклонение $i_{\text{фм}}$ гиперболы подлета, а контролируются высота в перигее $H_{\text{пЕ}}$ и наклонение $i_{\text{фЕ}}$ ТВ к Земле. Во внутренней — варьируются время старта КА с космодрома $t_{\text{с}}$, время нахождения КА на опорной орбите $t_{\text{оп}}$ и большая полуось орбиты перелета Земля-Луна a_0 , а контролируются высота периселения $h_{\text{пм}}$, селенографическое наклонение i_{f} гиперболы подлета и время перелета Земля – Луна $\Delta t_{\text{ЕМ}}$ [3]. В перигее ТВ КА к Земле стремятся получить высоту перигея $H_{\text{пЕ}}$, соответствующую условной границе атмосферы $h_{\text{УГА}} = 120$ км и наклонение ТВ $i_{\text{фЕ}} = 60^\circ$ [4]. По этой методике исследованы даты подлета с 01.01.2030 по 01.02.2031.

Заключение. Анализ результатов показал, что для заданного интервала дат подлета КА и заданного времени перелета Земля – Луна высота периселения $h_{\text{пм}}$ меняется от ~1,9 тыс. до ~9,3 тыс. км, а селенографическое наклонение $i_{\text{фм}}$ гиперболы подлета КА к Луне — от 163° до 193° . Замечено, что облет Луны с обеспечением заданных высоты перигея $H_{\text{пЕ}}$ и наклонения ТВ $i_{\text{фЕ}}$ без коррекции в апогее существует для дат, при которых истинная аномалия Луны на орбите вокруг Земли $\varphi_{\text{МЕ}}$ находится в диапазоне от 0° до 180° . Для углов $\varphi_{\text{МЕ}}$ от 180° до 360° существует возможность обеспечения заданных высоты перигея $H_{\text{пЕ}}$ и наклонения ТВ $i_{\text{фЕ}}$ с учетом проведения коррекции в апогее. Полученные данные хорошо согласуются с результатами, полученными в начале 1960-х гг. В.В. Ивашкиным (по методу сфер действия) и Г.А. Мерсовым (в модели с учетом возмущений) для серии КА «Зонд 4 – 8».

Список источников

- [1] Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. *The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421*. IPN Progress Report 42-178, 2009.
- [2] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2016, № 4, с. 40–54.
- [3] Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полета к Луне. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2016, № 4, с. 15–25.
- [4] Гордиенко Е.С., Симонов А.В., Худорожков П.А. Построение траекторий возвращения КА с Луны на Землю, доставляющих образцы реголита в заданный район Российской Федерации. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2021, № 3, с. 17–24.