

ОБ ОДНОМ ЗАМЕЧАТЕЛЬНОМ СВОЙСТВЕ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЁТА КА ЗЕМЛЯ – ЛУНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ ВОКРУГ ЗЕМЛИ

ABOUT A REMARKABLE FEATURE OF THE EARTH-TO-MOON SC FLIGHT TRAJECTORIES USING HIGHLY ELLIPTICAL ORBITS' CAPABILITY



Е.С. Гордиенко¹,
кандидат
технических наук,
GordienkoES@laspace.ru;
E.S. Gordienko



А.В. Симонов¹,
кандидат
технических наук,
SimonovAV@laspace.ru;
A.V. Simonov



П.Е. Розин¹,
кандидат
технических наук,
RozinPE@laspace.ru;
P.E. Rozin

Рассматривается выведение космического аппарата 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 неё. В работе исследуются схемы «простого» прямого перелёта и прямого перелёта 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 вокруг Земли;
полярная орбита вокруг Луны; спутник Луны.

DOI: 10.26162/LS.2025.67.1.008

ВВЕДЕНИЕ

Развитие космонавтики в СССР было тесно связано с лунной программой. Полёты на Луну в нашей стране были приостановлены в 1976 году, после неудачного пуска КА «ЛУНА-24А» в октябре 1975 года, происшедшего на фоне успешной реализации

The article covers SC injection into low circular polar Moon satellite orbit of 100 km altitude which can be used both for Moon surface observations and subsequent landing. The paper studies both «plain» direct flight and direct Earth-to-Moon flight layouts using two transitional Earth highly elliptical orbits with apogee radius of ~275–360 thousand km. Numerical and graphic outcome is presented.

Key words:
spacecraft; lunar trajectories;
circumterrestrial highly elliptical orbits;
Moon polar orbit; Moon satellite.

Соединёнными Штатами полётов по программе «АПОЛЛОН» (Черток Б.Е., 1999). Сформированный в годы «лунной гонки» задел до сих пор активно используется в процессе проектирования новых космических аппаратов.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Недавние успехи китайских миссий «ЧАНЪЭ-5» (Osterhage W.W., 2021), «ЧАНЪЭ-6» («ЧАНЪЭ-6» впервые привезла на Землю грунт с обратной стороны Луны) и ряда других стран дают возможность учёным заглянуть в будущее освоения Луны. При реализации большинства лунных миссий использовались схемы «простого» прямого перелёта Земля – Луна (Долгополов В.П. и др., 2011; Ивашкин В.В., 1975) со сравнительно малым временем выведения, составляющим от четырёх до шести дней. В таких миссиях, как правило, проводились одноимпульсные манёвры разгона КА при отлёте от Земли и торможения при подлёте к Луне.

С точки зрения надёжности быстрые схемы можно использовать в случаях, когда для реализации миссии применяют средства выведения с двигателями установками, параметры которых хорошо известны, а сами средства выведения хорошо зарекомендовали себя большим числом успешных запусков. Такими являются, например, ракета-носитель (РН) Союз-2 этапа 1б и разгонный блок (РБ) «Фрегат» (Симонов А.В. и др., 2024; Симонов А.В. и др., 2022), китайские РН серии «Чанчжэн», а также двигательные установки, используемые на лунных и марсианских КА.

При проектировании межпланетных миссий, в случаях, когда имеет место дефицит полезной нагрузки, а возможности средств выведения ограничены, как в случае с хорошо отработанной индийской ракетой GSLV (Geosynchronous Satellite Launch Vehicle Mark II), может понадобиться усложнение схемы перелёта, например, путём добавления в неё дополнительных витков, как при отлёте от Земли, так и при сближении с Луной. Таким образом, удастся перенести часть энергетики выведения с РН на КА, а также разбить участок торможения вокруг Луны на несколько частей, что повысит надёжность реализации миссии при выходе на орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ). Также можно рассмотреть траектории выведения к Луне через окрестность точек либрации систем Солнце – Земля (Овчарова А.С. и др., 2024; Ивашкин В.В., 2001) или Земля – Луна (Ивашкин В.В., 2001). Проектирование траекторий полёта к Луне с использованием таких схем позволит дополнительно уменьшить величину тормозного импульса при переходе на орбиту ИСЛ, так как в таком случае сближение КА с Луной происходит по гелиоцентрической траектории перелёта (Ивашкин В.В., 2001).

Применение таких схем, даже в случае использования маломощных средств выведения, позволит увеличить выводимую массу КА, которые смогут нести больше научной аппаратуры и дадут учёным возможность провести ещё больше исследований Луны, а также других объектов Солнечной системы.

Так, с использованием траекторий полёта через окрестность точек либрации L_1 и L_2 системы Солнце – Земля были реализованы миссии WMAP (2001), Artemis (2007), GRAIL (2011). Однако такие схемы можно применять лишь в случае, когда ограничение на время выведения или отсутствует, или КА рассчитан на длительный период эксплуатации: от 100 суток и более. Заметим, что схемы с дополнительными витками при полётах к Луне уже использовались индийскими и израильскими специалистами в миссиях «ЧАНДРАЯН-1» (Goswami J.N. et al., 2009), «ЧАНДРАЯН-2» (Kosambe S., 2019), «ЧАНДРАЯН-3» (Chandrayaan-3) и Beresheet (Beresheet). Подчеркнём, что применение таких схем выведения увеличивает запас времени, необходимого на принятие решений в условиях реального полёта КА, по сравнению со схемой «простого» прямого перелёта, где управление ведётся в условиях постоянного его дефицита времени.

Данная работа посвящена анализу схем выведения КА с Земли на конечную круговую ($e_f=0$) полярную ($i_f=90^\circ$) орбиту искусственного спутника Луны высотой $h=100$ км с использованием двух промежуточных высокоэллиптических орбит с расстояниями в апоцентре относительно центра Земли от ~ 275 тыс. км до ~ 360 тыс. км. Такие расстояния соответствуют периодам обращения КА вокруг Земли от ~ 7 суток до ~ 9.5 суток. Далее рассмотрим постановку задачи.

1. Постановка задачи

В работе рассматривается задача максимизации массы полезной нагрузки m_f КА при реализации траектории выведения КА с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на низкую (высотой $h_{\text{пл}}=100$ км) круговую ($e_f=0$) полярную ($i_f=90^\circ$) орбиту ИСЛ с учётом движения КА по промежуточным высокоэллиптическим орбитам вокруг Земли. В случае идеально регулируемой тяги эту задачу можно заменить задачей оптимизации суммарной характеристической скорости V_Σ , необходимой для реализации траектории выведения КА на конечную орбиту ИСЛ, которая, в свою очередь, сводится к задаче минимизации суммарной характеристической скорости: $V_\Sigma \rightarrow \min$.

Начальная масса КА равна $m_0=2040$ кг. Считаем, что все импульсы при реализации траектории выведения, за исключением тормозного, выдаются в импульсном режиме с помощью двигателя с характеристиками: тяга $P=230$ Н; скорость истечения газов из сопла $W_e=2850$ м/с; импульс последействия $J_{\text{пл}}=2.4$ Н·с. Тормозной импульс сообщается двигательной установкой, имеющей характеристики: тяга $P=800$ Н; скорость истечения газов из сопла $W_e=2950$ м/с; импульс последействия $J_{\text{пл}}=10.4$ Н·с.

2. Модель поля и уравнения движения КА при учёте возмущений

Траектория полёта КА на конечную орбиту ИСЛ делится на два участка с помощью границы сферы действия Луны (СДЛ). Первый участок полёта с опорной орбиты ИСЗ до границы СДЛ (когда расстояние от КА до центра Луны ρ больше радиуса СДЛ: $\rho > R_{\text{СДЛ}} \approx 60$ тыс. км) представляет из себя сложную траекторию, в которую, в том числе, входит и движение по трём высокоэллиптическим орбитам вокруг Земли. Он моделируется при учёте воздействия на КА возмущений от гравитационных полей Земли (с разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно), а также центральных полей Луны и Солнца. Используется среднее равноденствие и средний геоэкватор стандартной эпохи J2000.0. Тогда дифференциальные уравнения имеют вид:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{r^3} \mathbf{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_E,$$

где \mathbf{r} – геоцентрический радиус-вектор КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и геоцентрические радиусы-векторы возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует при $i=1$ – притяжению Луны, при $i=2$ – Солнца; $\mathbf{a}_E = \{a_{Ex}, a_{Ey}, a_{Ez}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Земли с разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно.

Векторы состояния небесных тел определяются из табличных эфемерид DE-421 (*Folkner W.M. et al.*, 2009). В расчётах используются следующие значения констант: $\mu_M = 4902.79914 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\mu_S = 1.32712439935 \cdot 10^{11} \text{ км}^3/\text{с}^2$. Эфемеридная поправка $\Delta t(\text{TDB} - \text{UTC})$ принята равной 69.184 с.

Второй участок полёта внутри границы СДЛ (когда ρ меньше радиуса её сферы действия $\rho \leq R_{\text{СДЛ}}$) представляет из себя селеноцентрическую гиперболу. Он моделируется при учёте воздействия на КА возмущений от гравитационных полей Луны (с разложением селенопотенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно (*Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. и др.*, 2016), а также Луны и Солнца). При этом траектория определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся селеноцентрической геоэкваториальной системе прямоугольных координат $OXYZ$. При этом используется среднее равноденствие и средний геоэкватор стандартной эпохи J2000.0. Дифференциальные уравнения, описывающие селеноцентрическое движение КА, имеют вид:

$$\frac{d^2 \boldsymbol{\rho}}{dt^2} = -\frac{\mu_M}{\rho^3} \boldsymbol{\rho} + \sum_{i=3}^4 \mu_i \left(\frac{\mathbf{p}_i - \boldsymbol{\rho}}{|\mathbf{p}_i - \boldsymbol{\rho}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_M,$$

где $\boldsymbol{\rho}$ – селеноцентрический радиус-вектор КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и селеноцентрические радиусы-векторы возмущающих небесных тел, причём возмущение соответствует при $i=3$ – притяжению Земли, а при $i=4$ – притяжению Солнца ($\mu_1 = \mu_M$; $\mu_3 = \mu_E$; $\mu_4 = \mu_S$; $\mathbf{p}_3 = -\mathbf{r}_1$, $\mathbf{p}_4 = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 = \mathbf{p}_3 + \mathbf{r}_2$), \mathbf{r}_1 и \mathbf{r}_2 – геоцентрические радиусы-векторы Луны и Солнца; $\mathbf{a}_M = \{a_{Mx}, a_{My}, a_{Mz}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Луны с разложением её потенциала в ряд по сферическим функциям до восьмого порядка и восьмой степени включительно.

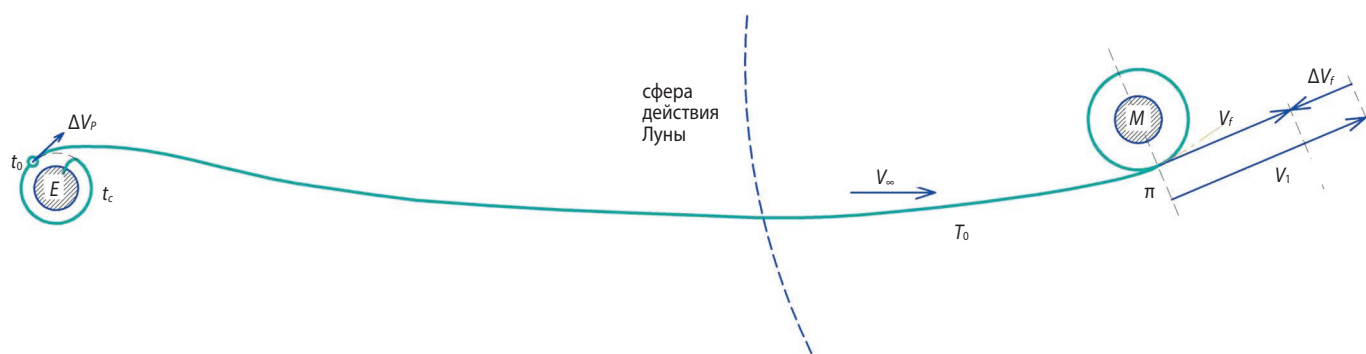
3. Анализ рассматриваемых схем прямого перелёта КА на орбиту ИСЛ

При выведении можно использовать схемы с одним, двумя, несколькими витками вокруг Земли и вокруг Луны или без них. Для краткости изложения далее будем рассматривать только схемы «простого» прямого перелёта без промежуточных витков вокруг Земли и с двумя промежуточными витками вокруг Земли. Далее опишем каждую из них отдельно.

4. Схема «простого» прямого перелёта КА на орбиту ИСЛ

КА стартует с космодрома Восточный и с помощью РН «Союз-2 этапа 1б» и РБ «Фрегат» выводится на низкую опорную орбиту у Земли высотой 200 км и наклоном 51.7°. Далее, после одноимпульсного разгона, ΔV_P РБ «Фрегат» отделяется и КА переходит на высокоэллиптическую траекторию полёта к Луне. Примерно через одни сутки после вхождения в СДЛ выдаётся тормозной импульс ΔV_F , переводящий КА с селеноцентрической гиперболы подлёта на круговую орбиту ИСЛ высотой $h_F = 100$ км. Схема такого варианта выведения представлена на рисунке 1. Методика получения траектории «простого» прямого перелёта КА с Земли на орбиту ИСЛ подробно описана в работе (*Гордиенко Е.С., Худорожков П.А.*, 2016).

Как уже ранее говорилось, с использованием такой схемы летало большинство аппаратов, включая советские «лунники», аппараты серии «АПОЛЛОН», «ЧАНЪЭ» и многие другие. Отличительной её особенностью являются простота реализации и быстрота выведения аппарата к Луне. Однако для повышения надёжности миссии схема требует использования хорошо отработанных средств выведения, которые минимизируют вероятность наступления любых ошибок. Также из-за скоротечности миссии имеется дефицит времени на принятие решений. Если



t_c – время старта КА с космодрома «Восточный»; t_0 – время отлёта КА с опорной орбиты у Земли; V_∞ – асимптотическая скорость при подлёте к Луне; V_1 – скорость КА до торможения; V_f – конечная скорость на орбите ИСЛ.

рисунок 1. Схема «простого» прямого перелёта с Земли на Луну с одноимпульсным торможением КА при переходе на круговую орбиту ИСЛ

при разработке проектов планируется использовать малоотработанные средства выведения, где необходимо увеличить время на принятие решений, то рекомендуется применять схемы с увеличенным временем выведения – например, с промежуточными витками.

5. Схема выведения КА на орбиту ИСЛ с двумя промежуточными витками вокруг Земли

Схема выведения КА с опорной орбиты ИСЗ на конечную орбиту ИСЛ представлена на рисунке 2. РН «Союз-2 этапа 1б» с головным блоком (ГБ), состоящим из РБ «Фрегат» и КА, стартует с космодрома Восточный. После выведения с помощью ракеты-носителя ГБ с начальной массой 8615 кг переходит на незамкнутую орбиту. Она на рисунке 2 не показана. Сразу после отделения от РН выполняется первый манёвр РБ, переводящий ГБ на опорную орбиту у Земли высотой 200 км и наклонением 51.7° . После второго активного участка РБ «Фрегат» формируется промежуточная орбита с апогейным расстоянием, равным 6 тыс. км. На рисунке 2 она отмечена салатным цветом. Через виток, после третьего манёвра РБ «Фрегат» $\Delta V_{\pi 1}$, происходит его отделение от КА и после чего тот переходит на высокоэллиптическую орбиту E_1 с апогейным расстоянием, равным ~275–300 тыс. км. Эта орбита на рисунке 2 отмечена красным цветом. РБ «Фрегат» после отделения КА для обеспечения безопасного расхождения уходит на орбиту существования. Совершая полёт по этой орбите, РБ входит в атмосферу через несколько месяцев. На рисунке 2 она не показана. Орбита E_2 формируется манёвром $\Delta V_{\pi 2}$, выполняемым двигательной установкой уже самого КА в перигентре орбиты E_1 спустя примерно виток полёта по ней. Этот манёвр далее повышает апогейное расстояние до ~310–350 тыс. км. На рисунке 2 орбита E_2 отмечена зелёным цветом. В процессе построения

траектории может так получиться, что, делая обороты вокруг Земли по орбитам E_1 и E_2 , спутник, начнёт тормозиться об атмосферу в окрестности перигентров π_2 и π_3 этих орбит, что существенным образом может изменить траекторию выведения КА к Луне. Для предотвращения этого процесса в апоцентрах орбит E_1 и E_2 предусмотрено приложение импульсов ΔV_{a1} и ΔV_{a2} , с помощью которых поднимается высота в перигентрах π_2 и π_3 , если она не превышает 500 км. После сообщения импульса $\Delta V_{\pi 3}$ в перигентре орбиты E_2 движение КА продолжается по высокоэллиптической орбите E_3 , двигаясь по которой КА подлетает к Луне. На рисунке 2 она отмечена синим цветом. В расчётный момент времени в окрестности апоцентра орбиты E_3 , после сообщения тормозного импульса ΔV_f , КА переходит на низкую полярную ($i_f=90^\circ$) круговую ($e_f=0$) орбиту ИСЛ высотой $h=100$ км.

Заметим, что при выведении к Луне аппарат делает в совокупности четыре витка вокруг Земли, но первый и второй витки формируются за счёт первого и второго манёвров РБ «Фрегат» и в данном исследовании не рассматриваются. Когда авторы говорят о промежуточных витках вокруг Земли, то речь идёт о самостоятельном полёте КА после его отделения от РБ «Фрегат». Далее такую схему будем называть схемой прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками.

Методика получения траектории перелёта КА с Земли на орбиту ИСЛ с двумя промежуточными витками вокруг Земли очень похожа на методику получения траектории в случае «простого» прямого перелёта Земля – Луна, описанную в (Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., 2016), с учётом того обстоятельства, что на всех этапах реализации методики необходимо учитывать промежуточные витки вокруг Земли, а также формирующие их импульсы. Отметим также, что запас характеристической скорости на выдачу двух перигейных импульсов конечен и составляет, например, 28 м/с.

ОБ ОДНОМ ЗАМЕЧАТЕЛЬНОМ СВОЙСТВЕ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЁТА КА ЗЕМЛЯ – ЛУНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ ВОКРУГ ЗЕМЛИ

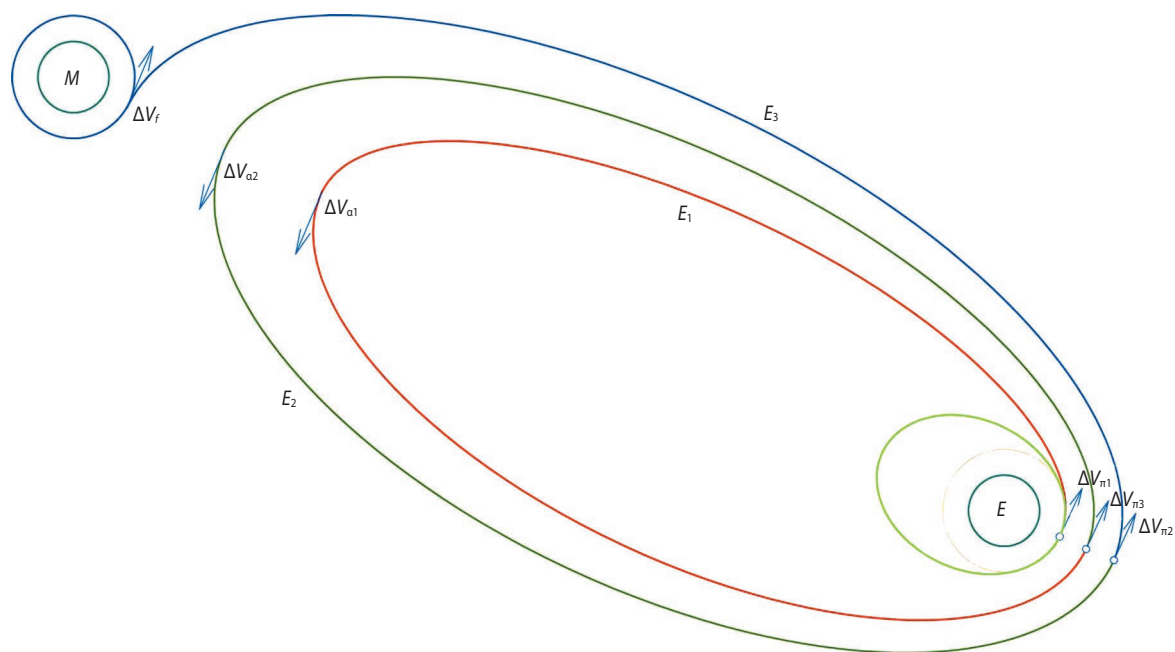


рисунок 2. Схема прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками

таблица 1 – Основные характеристики «простого» прямого перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ

| t_c | $t_0=t_{\pi 1}$ | t_f | h_f , км | i_f , ° | ΔV_f , м/с | $\Delta t_{3-Л}$, сут | m_0 , кг | m_f , кг |
|---------------------|---------------------|---------------------|------------|-----------|--------------------|------------------------|------------|------------|
| 08.07.2027 04:38:51 | 08.07.2027 05:58:13 | 13.07.2024 15:00:00 | 100 | 90 | ~814.833 | ~5.38 | 2040 | 1531 |

таблица 2 – Основные характеристики прямого перелёта с Земли на орбиту ИСЛ с промежуточными витками вокруг Земли

| | I | II | III |
|----------------------------------|---------------------|---------------------|---------------------|
| t_c | 21.06.2027 05:48:19 | 22.06.2027 05:44:17 | 23.06.2027 05:40:11 |
| $t_0=t_{\pi 1}$ | 21.06.2027 09:41:45 | 22.06.2027 09:37:47 | 23.06.2027 09:33:40 |
| Ω , ° | 34.104 | 34.083 | 34.039 |
| i , ° | 51.7 | | |
| a , ° | 158337.508 | 158673.724 | 159340.958 |
| e | 0.957522 | 0.957612 | 0.957789 |
| $\omega=\varpi$, ° | 29.373 | 29.554 | 29.542 |
| t_{a1} | 24.06.2027 22:58:00 | 25.06.2027 23:17:06 | 26.06.2027 23:53:14 |
| h_{a1} , км | 299149.545 | 299997.387 | 301524.998 |
| ΔV_{a1} , м/с | 3.225 | 3.899 | 3.808 |
| $t_{\pi 2}$ | 28.06.2027 12:23:13 | 29.06.2027 13:06:04 | 30.06.2027 14:22:38 |
| $h_{\pi 2}$, км | 500 | | |
| $\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}$, сут | 7.112 | 7.145 | 7.200 |
| $\Delta V_{\pi 2}$, м/с | 21 | 14 | 4 |
| $t_{\pi 3}$ | 08.07.2027 03:01:36 | 08.07.2027 05:20:52 | 08.07.2027 05:12:29 |
| $h_{\pi 3}$, км | 1695.965 | 1552.033 | 1360.128 |
| $\Delta t_{(\pi 3-\pi 2)}$, сут | 9.610 | 8.677 | 7.618 |
| $\Delta V_{\pi 3}$, м/с | 7 | 14 | 24 |
| t_f | 13.07.2027 15:00:00 | | |
| $\Delta t_{3-Л}$, сут | 22.221 | 21.224 | 20.227 |
| m_0 , кг | 2040 | | |
| ΔV_f , м/с | 814.762 | 814.496 | 815.529 |
| V_{Σ} , м/с | 845.987 | 846.395 | 846.337 |
| m_f , кг | 1530.819 | 1530.595 | 1530.108 |

таблица 3 – Основные характеристики прямого перелёта с Земли на орбиту ИСЛ с промежуточными геоцентрическими витками в случае одного ПЗ

| | I | II | III |
|---|---------------------|---------------------|---------------------|
| t_c | 21.06.2027 05:49:23 | 22.06.2027 05:45:14 | 23.06.2027 05:41:07 |
| $t_0=t_{\pi 1}$ | 21.06.2027 09:42:52 | 22.06.2027 09:38:43 | 23.06.2027 09:34:36 |
| $\Omega, ^\circ$ | 34.139 | 34.086 | 34.039 |
| $i, ^\circ$ | 51.7 | | |
| $a, ^\circ$ | 158673.724 | | |
| $e, ^\circ$ | 0.957612 | | |
| $\omega=u, ^\circ$ | 29.554 | | |
| t_{a1} | 24.06.2027 23:16:09 | 25.06.2027 23:18:03 | 26.06.2027 23:21:58 |
| $h_{a1}, \text{ км}$ | 299840.587 | 299997.405 | 300223.608 |
| $\Delta V_{a1}, \text{ м/с}$ | 3.225 | 3.899 | 3.808 |
| $t_{\pi 2}$ | 28.06.2027 12:58:27 | 29.06.2027 13:07:01 | 30.06.2027 13:18:59 |
| $h_{\pi 2}, \text{ км}$ | 500 | | |
| $\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}, \text{ сут}$ | 7.136 | 7.145 | 7.156 |
| $\Delta V_{\pi 2}, \text{ м/с}$ | 21.214 | 14 | 5.174 |
| $t_{\pi 3}$ | 08.07.2027 05:20:52 | | |
| $h_{\pi 3}, \text{ км}$ | 1721.008 | 1551.872 | 1367.852 |
| $\Delta t_{(\pi 3-\pi 2)}, \text{ сут}$ | 9.682 | 8.676 | 7.668 |
| $\Delta V_{\pi 3}, \text{ м/с}$ | 6.786 | 14 | 22.826 |
| $t_{\text{кп}}$ | 11.07.2027 23:00:00 | | |
| $\Delta V_{\text{кп}}, \text{ м/с}$ | 5.378 | 0 | 4.691 |
| Δt_f | 13.07.2027 15:00:00 | | |
| $\Delta t_{3-\text{л}}, \text{ сут}$ | 22.382 | 21.385 | 20.388 |
| $m_0, \text{ кг}$ | 2040 | | |
| $\Delta V_j, \text{ м/с}$ | 813.377 | 814.509 | 815.577 |
| $\Delta V_{\Sigma}, \text{ м/с}$ | 851.365 | 846.395 | 852.028 |
| $m_j, \text{ кг}$ | 1527.933 | 1530.595 | 1527.592 |

6. Численные и графические результаты

Приведём основные характеристики траекторий выведения КА для рассматриваемых схем выведения. Здесь и далее все времена указаны в шкале всемирного координированного времени UTC.

Здесь и далее t_f – время схода КА с гиперболы подлёта на конечную орбиту вокруг Луны; $t_{\pi 1}$ – время пролёта первого перигея; $\Delta t_{3-\text{л}}$ – длительность перелёта КА с Земли на Луну; m_f – конечная масса КА.

Исследование схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками показало, что, наравне с основной датой старта, существуют ещё и одна или две резервные. В нашем случае они последовательно распределены во времени с разницей в 86161 секунду и 86163 секунды, что примерно равно длительности звёздных суток на Земле ($T_{\text{зс}}=86164$ с). В таблице 2 и на рисунках 3–6 соответствующие им траектории отмечены римскими цифрами I, II и III. Также в данной таблице приведены основные характеристики прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками.

Здесь и далее введены следующие обозначения: Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение; a – большая полуось; e – эксцентриситет; ω – аргумент широты перигея; u – аргумент широты высокоэллиптической орбиты E_1 ; t_{a1} – время пролёта апогея орбиты E_1 ; h_{a1} – высота пролёта апогея орбиты E_1 ; $t_{\pi 2}$ и $t_{\pi 3}$ – времена пролёта перигеев орбит E_2 и E_3 ; $h_{\pi 2}$ и $h_{\pi 3}$ – высоты перигеев орбит E_2 и E_3 ; $\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}$ и $\Delta t_{(\pi 3-\pi 2)}$ – длительности полёта КА между первым и вторым, а также вторым и третьим перигеями; V_{Σ} – суммарная характеристическая скорость, необходимая для выведения КА на конечную орбиту ИСЛ без учёта перигейных импульсов, выдаваемых с помощью РБ.

Анализ таблицы 2 показал, что при реализации данных траекторий величина тормозного импульса, переводящего КА на круговую полярную орбиту ИСЛ высотой 100 км, примерно одинакова. Наглядно видно сходство параметров первого эллипса выведения E_1 для всех трёх дат старта и соответствующих им траекторий как по времени движения между первым и вторым перицентрами $\Delta t_{(\pi 2-\pi 1)}$, так и по величинам

кеплеровых элементов эллипса E_1 . Время движения КА по второму эллипсу $E_2 \Delta t_{(\pi_3 - \pi_2)}$ равномерно уменьшается на величину, примерно равную одним суткам (~ 22 часа между первой и второй и ~ 25 часов между второй и третьей траекториями выведения).

Таким образом, было замечено замечательное свойство траекторий перелёта КА Земля – Луна с использованием двух промежуточных высокоэллиптических орбит вокруг Земли, при котором длительность полёта КА по второй орбите E_2 в зависимости от даты старта меняется примерно на одни сутки. Это обстоятельство натолкнуло авторов на идею: рассматривать среднюю, вторую, дату старта и соответствующую ей траекторию в качестве основных даты и траектории, и далее для всех трёх дат старта рассматривать выведение КА с помощью РБ «Фрегат» на эллипс E_1 с характеристиками, соответствующими основным дате и траектории старта. При реализации выведения неизбежно возникнут отклонения параметров траекторий от параметров, приведённых для I и III траекторий в таблице 2. Их следует корректировать с помощью импульса, который будет сообщаться на орбите E_3 за некоторое время до пролёта периселения. Для простоты назовём время проведения $t_{\text{КП}}$ коррекции за 40 часов до подлёта к Луне по орбите E_3 $t_{\text{КП}}: t_{\text{КП}} = t_{\text{ПМ}} - 40$ ч.

Отметим, что в процессе проектирования выведения КА на первый эллипс E_1 с помощью разгонного блока важно выдерживать величины большой полуоси a (с точностью выше 0.1 км), а также аргумента перигея ω и долготы восходящего узла Ω (с точностью выше 0.01°).

В процессе поиска траекторий с учётом вышеописанного подхода авторы столкнулись с тем, что второй импульс ΔV_{π_3} , сообщаемый аппаратом, выдаётся вне плоскости орбиты, так как расхождения по долготе восходящего узла орбиты E_2 до приложения второго импульса КА и орбиты E_3 после его приложения могут составлять до 0.5°. Уменьшения величины второго импульса можно достичь, если вернуть его в плоскость орбиты перелёта КА. Этого можно добиться, например, путём варьирования в малых пределах времени старта КА с космодрома (в пределах 1-2 минут).

Отметим также, что начальные приближения для первой $t_{\text{сI}}$ и третьей $t_{\text{сIII}}$ дат старта следует определять по формулам: $t_{\text{сI}} = t_{\text{сII}} - T_{\text{зс}}$; $t_{\text{сIII}} = t_{\text{сII}} + T_{\text{зс}}$.

Этот приём помогает сократить время поиска решения задачи нахождения второго импульса, обеспечивающего возвращение КА в первоначальную плоскость орбиты.

Подчеркнём, что для реализации описанной выше идеи необходимо выдерживать дату и время пролёта третьего перицентра у Земли t_{π_3} , которые для основной даты старта и соответствующей ей траектории

составляют 08.07.2027 05:20:52 UTC. Таким образом, для трёх соседних дат старта выведение КА к Луне может быть организовано с помощью одного полётного задания для системы управления (СУ) РБ «Фрегат». Это существенно уменьшает временные затраты на моделирование всей траектории выведения при учёте всех факторов, влияющих на реализацию траектории в целом и, тем самым, сократит длительность всего проектирования.

Основные характеристики траекторий выведения для трёх дат старта при учёте описанного выше подхода представлены в таблице 3.

Анализ таблицы 3 показал, что затраты на реализацию траектории выведения на конечную орбиту ИСЛ с промежуточными геоцентрическими витками для первой и третьей дат старта возрастают на ~ 5 м/с.

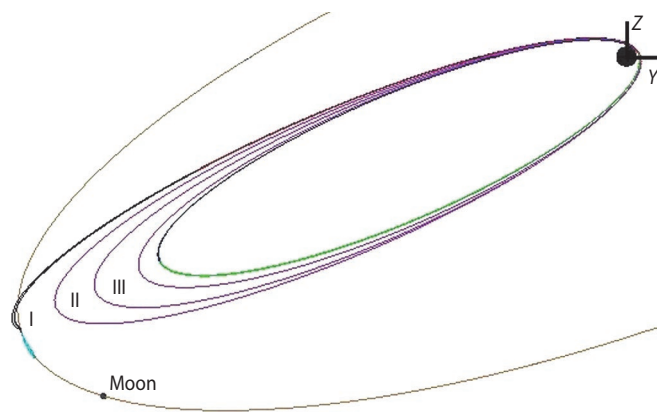


рисунок 3. Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость YZ системы координат $EJ2000$ для трёх дат старта

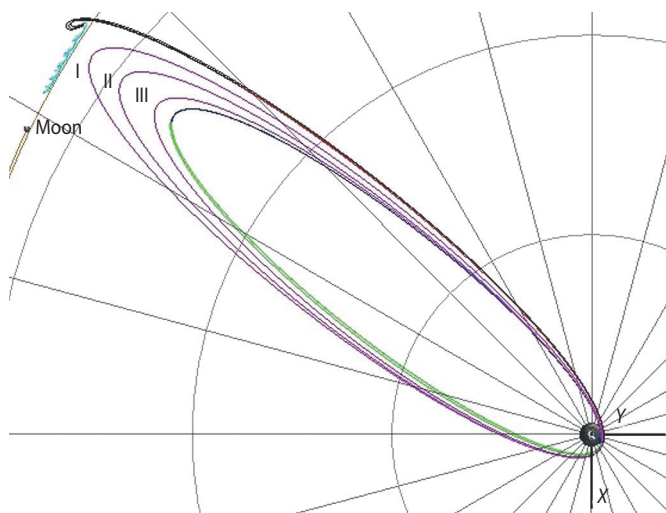


рисунок 4. Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость XY системы координат $EJ2000$ для трёх дат старта

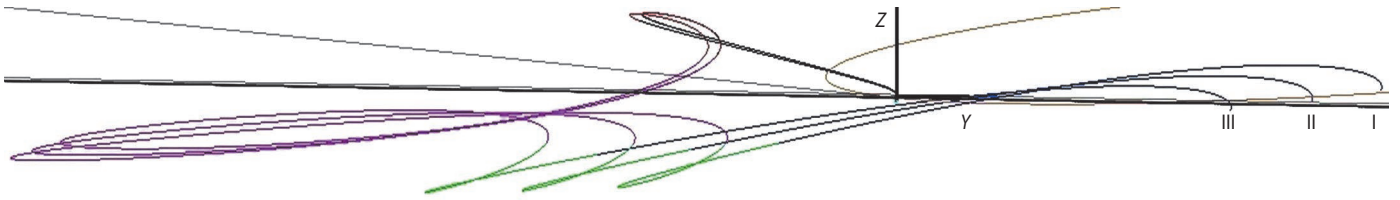


рисунок 5. Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость YZ системы координат $MJ2000$ для трёх дат старта

При этом в худшем случае на конечную орбиту ИСЛ выводится КА массой $m \approx 1527.5$ кг. Это всего на 3 кг меньше, чем в случае выведения в основную (вторую) дату старта.

В таблице 3 $t_{\text{кп}}$ и $\Delta V_{\text{кп}}$ – время проведения коррекции и величина корректирующего импульса на участке непосредственного перелёта с Земли на орбиту ИСЛ (орбите E_3).

Анализ таблиц 1–3 показал, что при сходе с гиперболы подлёта КА к Луне на круговую орбиту ИСЛ величина тормозного импульса меняется незначительно в зависимости от схемы или подхода к построению траекторий перелёта (~ 815 м/с), суммарная характеристическая скорость для резервных дат старта и соответствующих им траекторий возрастает с 846 м/с до 852 м/с. При этом увеличивается время выведения перелёта Земля – Луна $\Delta t_{\text{З-Л}}$ с ~ 5.4 суток до ~ 20.2 – 22.4 суток, также возрастает

масса КА, выводимая на траекторию полёта к Луне (потенциально до 2250 кг). Последний факт, как упоминалось ранее, позволяет увеличить массу научной аппаратуры, следовательно, решить больше задач в рамках одной миссии и получить ещё больше информации о Луне.

На рисунках 3–6 приведены траектории выведения для трёх дат старта в проекциях на оси невращающихся геоэквиаториальных геоцентрической $EJ2000$ и селеноцентрической $MJ2000$ систем координат. На них синим цветом изображена траектория полёта от Земли до апогея орбиты E_1 ; зелёным – отмечена траектория от апогея орбиты E_1 после приложения импульса подъёма перигея π_2 до 500 км до перигея π_2 ; фиолетовым – отмечено движение КА по орбите E_2 ; чёрным – орбита E_3 и, наконец; голубым – показана конечная орбита после сообщения тормозного импульса.

В процессе проведения исследования стало понятно, что применение схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными геоцентрическими витками существенно расширяет возможные окна старта для выведения КА на орбиту ИСЛ. При этом выведение КА с Земли на орбиту ИСЛ для основной и двух соседних дат старта можно обеспечить за счёт одного полётного задания для СУ РБ «Фрегат», подготавливаемого для выведения КА на первую эллиптическую орбиту.

заключение

Рассмотрены две схемы выведения КА к Луне – это схема «простого» прямого перелёта Земля – Луна без промежуточных витков и схема прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками.

Отмечено, что схема с промежуточными витками, благодаря переносу части энергетики выведения на сам аппарат, позволяет увеличить выводимую на первую высокоэллиптическую орбиту массу КА (до 2250 кг) и, тем самым, потенциально увеличить спектр решаемых аппаратом научных задач. В зависимости от рассматриваемой схемы перелёта величина тормозного импульса практически не меняется (~ 815 м/с), а суммарная характеристическая скорость

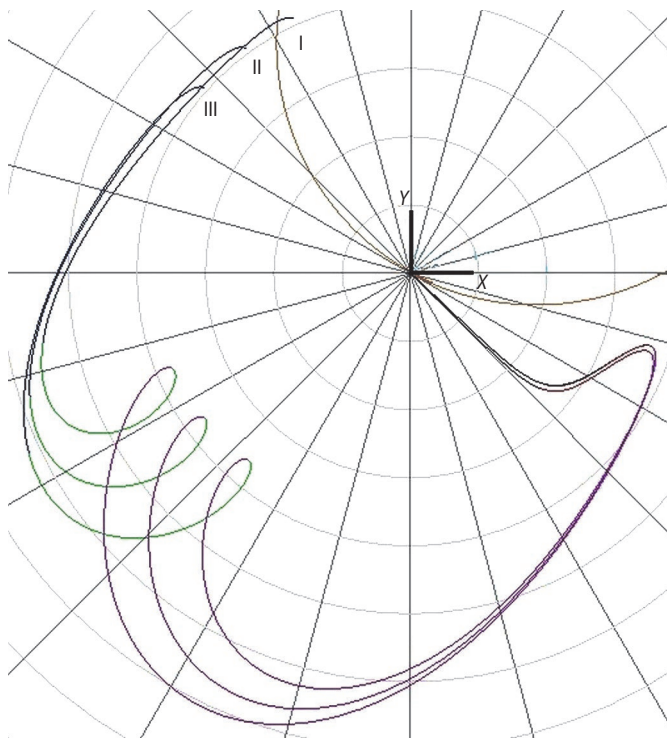


рисунок 6. Схема траекторий перелёта КА с Земли на конечную орбиту ИСЛ в проекции на плоскость XY системы координат $MJ2000$ для трёх дат старта

для резервных дат старта и соответствующих им траекторий возрастает с 846 м/с до 852 м/с. Также такая схема, за счёт увеличения времени выведения с 4–6 суток до 20–22 суток, позволяет увеличить время на принятие решения в случае возникновения нештатных ситуаций.

Отмечено одно замечательное свойство, возникающее при использовании схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными витками. Оно заключается в том, что для соседних дат старта длительность полёта КА по второй орбите E_2 меняется приблизительно на одни сутки.

Предложен подход к проектированию миссии полёта КА на Луну с помощью одного полётного задания для СУ РБ «Фрегат», подготавливаемого для выведения КА на первую эллиптическую орбиту.

Представлены численные и графические результаты расчёта траекторий выведения на конечную орбиту вокруг Луны для трёх соседних дат старта КА с Земли в июне 2027 года.

Применение схемы прямого перелёта Земля – Луна с двумя промежуточными геоцентрическими витками существенно расширяет возможные окна старта для выведения КА на орбиту ИСЛ.

Использование одного полётного задания, подготавливаемого для выведения КА на первую эллиптическую орбиту, позволяет существенно снизить временные затраты на моделирование всей траектории выведения при учёте всех факторов, влияющих на реализацию траектории в целом и, тем самым, сократить длительность всего проектирования КА.

список литературы

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.

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полёта к Луне // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 15–25.

Долгополов В.П., Ефанов В.В., Зайцева О.Н., Зеленый Л.М. и др. Перспективные космические аппараты для фундаментальных и прикладных исследований Луны // Космонавтика и ракетостроение. 2011. № 3. С. 52–66.

Ивашкин В.В. Об оптимальных траекториях полёта КА к Луне в системе Земля – Луна – Солнце // Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. 2001. № 85. 33 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2001/source/prep2001_85.pdf (дата обращения: 22.11.2024).

Ивашкин В.В. Оптимизация космических манёвров при ограничениях на расстояния до планет. М: На-

ука, Главная редакция физико-математической литературы, 1975. 392 с.

Овчарова А.С., Гордиенко Е.С., Михайлов Е.А. Выбор низкоэнергетической схемы выведения космического аппарата на орбиту вокруг Луны через точку либрации L_2 системы Солнце – Земля для увеличения массы полезной нагрузки // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 57–68.

Симонов А.В., Воробьев А.Л., Ковалева С.Д., Гордиенко Е.С. и др. Статистическое уточнение импульса последствия маршевого двигателя разгонного блока «Фрегат» для повышения точности выведения космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 10. С. 1–12.

Симонов А.В., Гордиенко Е.С., Розин П.Е., Косенкова А.В. Уменьшение ошибок выведения космических аппаратов разгонным блоком «Фрегат» путём статистического уточнения импульса последствия его маршевого двигателя // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1. С. 29–34.

«ЧАНЬЭ-6» впервые привезла на Землю грунт с обратной стороны Луны. URL: <https://nplus1.ru/news/2024/06/25/change-6-home> (дата обращения: 22.11.2024).

Чертюк Б.Е. Ракеты и люди. Книга 4. Лунная гонка. М.: Машиностроение, 1999. 544 с.

Beresheet. URL: <https://science.nasa.gov/mission/beresheet/> (дата обращения: 22.11.2024).

Chandrayaan-3. URL: https://www.isro.gov.in/Chandrayaan3_New.html (дата обращения: 22.11.2024).

Folkner W.M., Williams J.G., Boggs D.H. The Planetary and Lunar Ephemeris DE421. The Interplanetary Network Progress Report. Vol. 42-178. Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, P. 1-34, August 15, 2009. URL: http://ipnpr.jpl.nasa.gov/progress_report/42-178/178C.pdf. (дата обращения: 22.11.2024).

Geosynchronous Satellite Launch Vehicle Mark II. URL: https://www.isro.gov.in/GSLV_CON.html (дата обращения: 22.11.2024).

Goswami J.N., Annadurai M. Chandrayaan-1: India's first planetary science mission to the Moon // Current Science. 2009. Vol. 96. P. 486–491.

Kosambe S. Chandrayaan-2: India's Second Lunar Exploration Mission // Journal of Aircraft and Spacecraft Technology. 2019. Vol. 3. P. 221–236.

Osterhage W.W. Mondmissionen // Die Geschichte der Raumfahrt. Springer, Berlin, Heidelberg, 2021. P. 103–122.

Статья поступила в редакцию 22.11.2024

Статья после доработки 02.12.2024

Статья принята к публикации 04.12.2024