

Исследование пространственных «обходных» перелетов на орбиту искусственного спутника Луны при старте с космодромов, находящихся на территории России

© А.Д. Бычков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлены результаты исследования «обходных» низкоэнергетических траекторий перелета на орбиту искусственного спутника Луны в системе Земля — Луна — Солнце при старте с российских космодромов. Данный тип траекторий характеризуется тем, что космический аппарат (КА) сначала совершает полет за орбиту Луны и за пределы сферы действия Земли. Параметры его траектории меняются под действием гравитационных возмущений от Солнца, что делает возможным захват КА гравитационным полем Луны и позволяет уменьшить затраты характеристической скорости на перелет. Необходимость обеспечения подлета к сфере действия Луны с небольшой скоростью ограничивает наклонение подлетной орбиты относительно плоскости геоцентрической орбиты Луны. Поэтому реализация «обходных» траекторий при старте с российских космодромов требует дополнительного изучения. Проведенные расчеты подтверждают возможность захвата Луной КА, движущегося по обходной траектории, при старте с российских космодромов. В некоторых рассмотренных траекториях для увеличения энергии КА и изменения наклона его орбиты используется гравитационный маневр около Луны.

Ключевые слова: «обходные» низкоэнергетические траектории, захват Луной, гравитационный маневр.

Введение. В связи с ограниченностью грузоподъемности эксплуатируемых в нашей стране ракет-носителей (РН) доставка на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ) крупных неделимых грузов существенно затруднена. Данная проблема возникает при реализации пилотируемой программы исследования и освоения Луны, так как масса взлетно-посадочного комплекса, необходимого для доставки экипажа на поверхность Луны, существенно превосходит энергетические возможности имеющихся РН [1]. Разработки отечественных РН сверхтяжелого класса в настоящее время не ведутся, поэтому необходимо искать иные пути увеличения массы полезной нагрузки для доставки на ОИСЛ.

Одним из таких путей является использование низко-энергетических «обходных» траекторий перелета к Луне. Для этого необходимо, чтобы КА подлетал к сфере действия Луны с небольшой скоростью, что, в свою очередь, может ограничить наклонение подлетной орбиты относительно плоскости геоцентрической орбиты Луны. КА, летавшие по таким траекториям, были запущены с небольшим начальным наклоном с космодромов, расположенных вне России. Возникает

вопрос: возможна ли реализация «обходных» траекторий перелета к Луне при старте с территории Российской Федерации. Исследованию данного вопроса и посвящена эта работа.

Общая характеристика «обходных» перелетов к Луне. Рассмотрим «прямую» схему перелета к Луне с большой тягой, которую использовали в пилотируемой программе Apollo и для доставки к Луне различных автоматических КА, а также планировали к использованию в программах Н1-Л3 и Constellation.

Оптимальный прямой перелет будет соответствовать гомановскому касательному перелету с околоземной круговой орбиты на орбиту Луны при учете ее эллиптичности — в ее апогей. При этом второй импульс перехода ΔV_2 будет играть роль скорости на бесконечности ($V_\infty = -\Delta V_2$) для гиперболической орбиты селеноцентрического движения КА.

Один из пионеров российской космонавтики, А.А. Штернфельд доказал, что при достаточно большом отношении радиусов начальной и конечной круговой орбиты «классический» гомановский перелет по касательному эллипсу может уступать в энергетике так называемому биэллиптическому перелету (рис. 1). В этом случае используются две эллиптические орбиты: сначала КА отлетает с начальной орбиты T_0 по первой переходной орбите T_1 на расстояние r_α , большее, чем радиусы обеих исходных орбит, затем после выдачи импульса ΔV_2 летит по второй орбите T_2 к конечной орбите T_f . Штернфельд назвал такие перелеты «обходными».

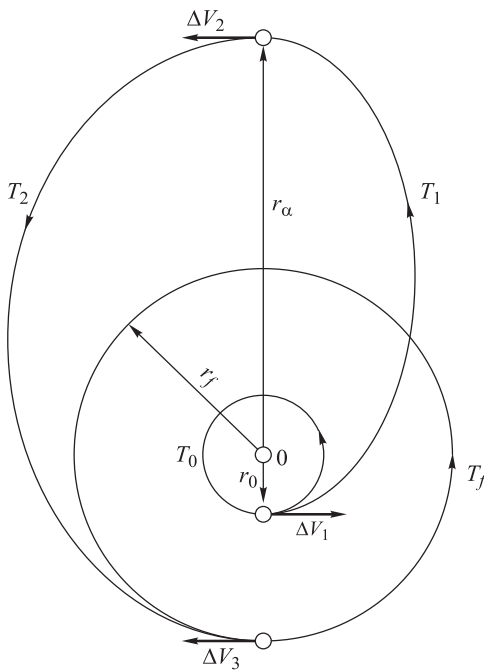


Рис. 1. Трехимпульсный биэллиптический перелет между круговыми орбитами

Приближенный анализ биэллиптического перелета в системе Земля — Луна в модели точечной сферы действия Луны, приведенный в [2] показал, что при $r_a > 4$ млн км такой перелет экономичнее прямого перелета по затратам характеристической скорости, если увеличение r_a осуществляется с помощью гравитационного маневра у Луны, и не требуются дополнительные затраты характеристической скорости. Однако влияние возмущений от гравитационного поля Солнца не позволяет практически реализовать данную схему в чистом виде. Вместе с тем более точный анализ показывает, что возмущения от гравитационного поля Солнца обеспечивают снижение энергетики биэллиптического перелета — они могут быть использованы для увеличения радиуса перицентра орбиты T_2 вместо импульса ΔV_2 .

По данным [2], «обходные» траектории с использованием возмущений от гравитационного поля Солнца позволяют снизить затраты характеристической скорости при полете к Луне, уменьшив тормозной импульс. По сравнению с «прямой» схемой, изменение тормозного импульса может составлять до 280 м/с. Время перелета ~130 сут. При этом максимальное удаление от Земли ~1,5 млн км.

Для реализации данной траектории необходимо разогнать КА до более высокой, чем при прямом перелете, скорости при отлете с Земли. Для этого можно использовать гравитационный маневр у Луны. Возможно также увеличение разгонного импульса у Земли приблизительно на 100 м/с (следует отметить, что отлетный импульс может быть выполнен с помощью кислородно-водородной ДУ с более высоким, чем у ДУ на высококипящих компонентах топлива, удельным импульсом).

Особенностью оптимальных траекторий полета КА к Луне в системе Земля — Луна — Солнце является наличие временного захвата КА гравитационным полем Луны. При подлете к Луне селеноцентрическая энергия при определенных условиях уменьшается за счет возмущений от гравитационного поля Земли. Для захвата необходимо, чтобы аппарат подлетал к сфере действия Луны с небольшой скоростью, что, в свою очередь, может ограничивать наклонение подлетной орбиты относительно плоскости геоцентрической орбиты Луны. Этот угол между плоскостью орбиты Луны и плоскостью орбиты перелета зависит от наклона геоцентрической орбиты Луны, наклона начальной орбиты КА и взаимной ориентации линий узлов этих орбит. Зависимость наклона геоцентрической орбиты Луны от времени представлена на рис. 2. Оно меняется от $18,18^\circ$ до $28,36^\circ$. Так как наклонение начальной орбиты КА составляет $51,7^\circ$, то начальное наклонение орбиты КА относительно плоскости геоцентрической орбиты Луны может быть от $23,31^\circ$ до $80,03^\circ$.

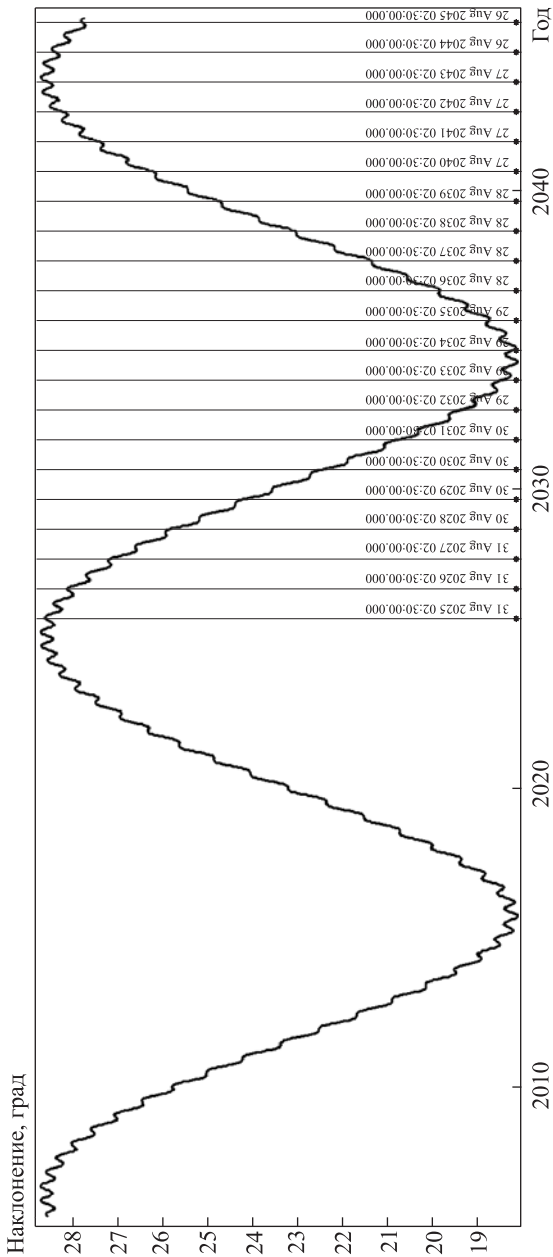


Рис. 2. Зависимость наклонения орбиты Луны от времени

По этой причине компланарный перелет к Луне при старте с космодромов, находящихся на территории Российской Федерации, невозможен. Японский КА Hiten и американские КА GRAIL, совершившие полет к Луне по обходной траектории, стартовали с космодромов, расположенных гораздо южнее (GRAIL стартовали с Мыса Канаверал, Hiten — с космодрома Утиноура).

В исследованиях российских и зарубежных ученых, как правило, рассматривается компланарная задача [3] либо наклонение начальной орбиты не задано [2]. При исследовании траекторий полета от Луны к Земле с гравитационным освобождением от лунного притяжения [4] конечным параметром является высота условного перигея орбиты; наклонение также не задано.

Необходимо определить, возможен ли захват движущегося по обходной траектории КА Луной при старте с российских космодромов. В принципе гравитационный маневр у Луны позволяет изменить как энергию, так и наклонение орбиты. Требуется определить, можно ли обеспечить с его помощью конечные условия, необходимые для «обходного» перелета на ОИСЛ.

Для решения данного вопроса был проведен численный анализ задачи определения «обходных» траекторий перелета на орбиту искусственного спутника Луны при старте с космодромов, расположенных на территории Российской Федерации, в том числе с использованием гравитационного маневра у Луны для изменения наклонения и энергии орбиты.

Исходные данные для расчетов схемы полета. Начальной орбитой ИСЗ является околокруговая низкая опорная орбита высотой 200 км и наклонением $51,67^\circ$. Конечная орбита ИСЛ — околокруговая полярная, высотой 100 км. Долгота восходящего узла ОИСЛ определяется в ходе решения задачи.

Рассматриваются следующие схемы полета:

- схема полета с использованием гравитационного маневра у Луны;
- схема полета без использования гравитационного маневра.

Схема полета с использованием гравитационного маневра у Луны предполагает следующие этапы:

- 1) отлет от Земли;
- 2) гравитационный маневр у Луны с целью увеличения радиуса апогея;
- 3) полет за пределами орбиты Луны, увеличение радиуса перигея КА под воздействием гравитации Солнца;
- 4) подлет к Луне, гравитационный захват;
- 5) торможение у Луны, выход на целевую ОИСЛ.

Схема полета без использования гравитационного маневра состоит из таких этапов:

- 1) отлет от Земли;
- 2) полет за пределами орбиты Луны, увеличение радиуса перигея КА под воздействием Солнца;
- 3) подлет к Луне, гравитационный захват;
- 4) торможение у Луны, выход на целевую ОИСЛ.

Выбор схемы полета осуществляется по критерию максимизации конечной массы для конкретной даты старта (реализация траектории

с гравитационным маневром может потребовать больших энергетических затрат).

Задача определения параметров траекторий обходного перелета решалась для двух различных временных координат старта, в одну из которых, сентябрь 2024 г., наклонение Луны близко к максимальному, в другую, декабрь 2033 г., — к минимальному (см. рис. 2). Более точно дата старта определяется в ходе решения задачи.

Математическая модель движения и метод интегрирования. При проведении численного анализа задачи использовался пакет программ STK 9. Расчеты проводились в рамках задачи четырех тел. При этом учитывалась нецентральность гравитационного поля Земли с порядком гармоник до восьмого включительно. Луна и Солнце рассматривались как материальные точки. Координаты небесных тел определялись эфемеридами JPL DE. Интегрирование системы дифференциальных уравнений движения производилось методом Рунге — Кутты с коэффициентами Фельдберга. Данный метод обладает седьмым порядком точности и осуществляет автоматический выбор шага с контролем ошибки восьмого порядка.

Параметры орбит ИСЗ представлены в геоцентрической геоэквилиаторальной квазиинерциальной декартовой системе координат, параметры ОИСЛ — в селеноцентрической селеноэквилиаторальной квазиинерциальной ДСК.

Методика решения задач. Решение задачи определения параметров траекторий обходного перелета можно разбить на четыре этапа, результаты каждого из которых являются первым приближением для последующего.

Определение условий гравитационного захвата. Для определения условий подлета к Луне, обеспечивающих гравитационный захват, как в этой задаче, так и во всех последующих, интегрирование системы дифференциальных уравнений движения выполняется в обратном времени. В данной задаче начальные условия соответствуют целевой ОИСЛ. В некоторый момент времени выдается тормозной импульс, в первом приближении равный $\Delta V = 640$ м/с, который в обратном времени переводит КА на эллиптическую орбиту (интеграл энергии в момент выдачи импульса составляет $-0,16525$ км²/с²). Путем подбора угловых параметров (долготы восходящего узла ОИСЛ и аргумента широты в момент выдачи импульса) в ходе численного решения краевой задачи определяется траектория, при движении по которой КА покидает СД Луны и приобретает положительную энергию. График изменения интеграла энергии при полете по такой траектории без выдачи тормозного импульса, полученный для отлета в сентябре 2024 г., представлен на рис. 3. Как видно из графика, захват является временным, что не противоречит выводам о невозможности постоянного захвата КА гравитационным полем Луны, представленным в [5].

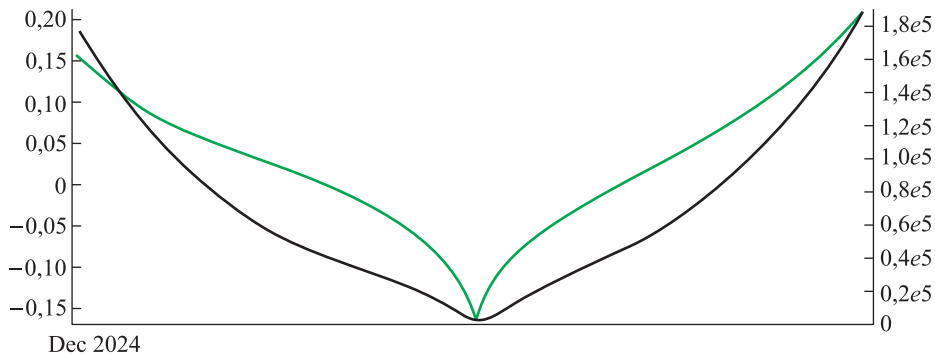


Рис. 3. График изменения интеграла энергии (черная кривая) в полете без выдачи тормозного импульса (зеленая кривая — расстояние до Луны)

Определение времени прилета на ОИСЛ, при котором обеспечивается необходимое изменение параметров орбиты за счет возмущений от Солнца. Управляющим параметром является время прилета. Начальные условия для интегрирования уже соответствуют гравитационному захвату КА Луной.

При полете по «обходной» траектории за пределами орбиты Луны происходит увеличение высоты перигея за счет возмущений от Солнца. При этом для того, чтобы возмущения от Солнца были достаточными, начальная орбита КА должна обладать большой высотой апогея (~1,5 млн км). Поэтому выходным параметром является максимальное расстояние R от Земли до КА (R_{\max}), либо интеграл энергии при максимальном удалении от Земли $C_3(R_{\max})$ (для обеспечения сходимости интегрирование завершалось в апогее либо при $R = 2$ млн км).

Графики изменения радиусов перигея (зеленая кривая) и апогея (черная кривая) представлены на рис. 4.

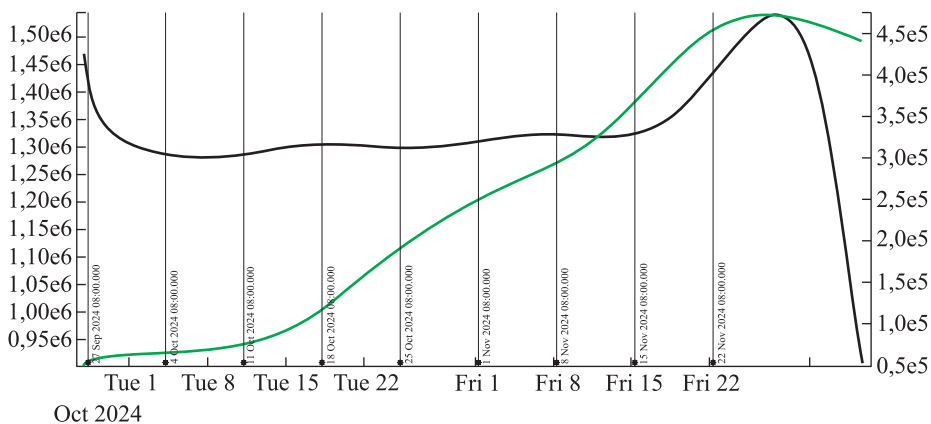


Рис. 4. Графики изменения радиусов апогея и перигея

Определение конечных условий, соответствующих отлету с заданной ОИСЗ. Управляющие параметры — время прилета, долгота восходящего узла ОИСЛ, величина тормозного импульса и аргумент широты в момент его выдачи.

Выходными параметрами являются радиус перицентра и наклонение геоцентрической орбиты в момент отлета к Луне. Они должны быть равны соответственно 6571 км и 51,67 км.

Проведенные исследования показали, что изменение наклона орбиты до приемлемых для захвата значений возможно за счет возмущений от гравитационного поля Солнца.

При определении параметров гравитационного маневра рассматривают несколько задач.

1. Задача попадания в Луну либо ее близкого пролета. Управляющие параметры — время прилета, долгота восходящего узла ОИСЛ, величина тормозного импульса и аргумент широты в момент его выдачи.

Выходными параметрами являются угловое рассогласование между радиус-векторами КА и Луны по склонению и прямому восхождению в геоцентрической СК в момент завершения интегрирования в обратном времени. Интегрирование завершается в тот момент, когда расстояние от Земли до КА составляет 350 тыс. км (заведомо меньше расстояния от Земли до Луны), либо в момент прохождения периселения, в зависимости от того, что наступит раньше. Затем в качестве выходных параметров используются компоненты b_x , b_y проекции вектора прицельной дальности (\vec{b}) на картинную плоскость при входе КА в сферу действия Луны. Полученная в итоге траектория соответствует центральному попаданию в Луну. Вектор скорости на бесконечности при входе в СД Луны (\vec{V}_∞) используется в качестве исходных данных при решении следующей задачи.

2. Определение параметров гравитационного маневра, при которых отлетная траектория с Земли обладает заданным наклоном и высотой перицентра. При решении подобных задач в первом приближении можно считать, что \vec{V}_∞ мало зависит от b_x , b_y [4]. Поэтому при решении краевых задач будем варьировать b_x и b_y при постоянном \vec{V}_∞ для получения заданного наклона и высоты. Следует отметить, что задача может сходиться при различных значениях $C_3(R_{\max})$ из задачи 2, что может быть использовано для дальнейшей оптимизации.

Значения b_x и b_y подставляются в предыдущую задачу. После ее решения в такой постановке можно использовать в качестве выходных параметров высоту перицентра и наклонение стартовой ОИСЗ.

Для проведения сравнительной оценки массовой эффективности прямого и обходного перелетов на ОИСЛ необходимо определить затраты характеристической скорости на прямой перелет.

3. Задача пролета на заданном расстоянии от Луны с заданным наклоном селеноцентрической траектории. Краевая задача решается с помощью вариации даты старта на низкую опорную орбиту и продолжительности пассивного участка траектории перед разгоном к Луне. При обеспечении пролета периселения в заданный момент времени варьируется также значение импульса скорости, обеспечивающего переход на отлетную траекторию.

Для того чтобы обеспечить сходимость краевой задачи, при ее решении последовательно используют три набора выходных параметров:

— склонение и прямое восхождение. Задача решается до тех пор, пока разности угловых координат Луны и КА не окажутся в пределах $0,1^\circ$;

— компоненты проекции вектора прицельной дальности на картинную плоскость и время прохождения периселения. Так как орбита назначения — полярная, то компонента проекции вектора прицельной дальности на ось, сонаправленную с осью Y селеноцентрической экваториальной СК, примем равной 5000 км. Другую компоненту примем равной нулю;

— наклонение и высота в селеноцентрической экваториальной СК, время прохождения периселения (расстояние = 100 км, наклонение = 90°).

4. Задача определения параметров АУТ, обеспечивающего переход на ОИСЛ высотой 100 км. В качестве управляющих параметров для решения данной задачи выбрано значение импульса скорости и высота начала АУТ. В качестве выходного параметра выбран эксцентриситет. Чтобы обеспечить более высокую точность при условии минимизации затрат характеристической скорости, необходимо менять высоту периселения в предыдущей задаче.

В результате расчетов была получена траектория перелета на ОИСЛ с датой старта 14 сентября 2024 г. и продолжительностью перелета 3,5 сут. Общие затраты характеристической скорости на импульсные маневры составили 4046 м/с.

Основные результаты расчетов обходных перелетов на ОИСЛ для схемы без гравитационного маневра. Для рассмотренных стартовых временных координат было установлено, что изменение наклона орбиты до приемлемых для захвата значений возможно без использования гравитационного маневра у Луны за счет возмущений от гравитационного поля Солнца. При этом отлетный импульс несколько увеличивается по сравнению с прямым перелетом.

Параметры маневров для старта в сентябре 2024 г. с околокруговой орбиты высотой 200 км и наклонением $51,67^\circ$ в импульсной постановке представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением $51,67^\circ$

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Δ} , м/с
Разгон у Земли	15 Sep 2024 12:30:29	3199
Торможение у Луны	13 Dec 2024 00:04:11	638
Всего	—	3837

Проекция данной траектории на плоскость орбиты Луны представлена на рис. 5.

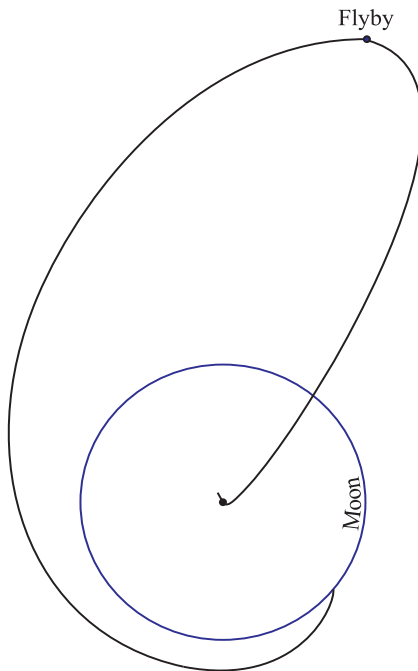


Рис. 5. Проекция траектории без гравитационного маневра на плоскость орбиты Луны. Старт в сентябре 2024 г. с орбиты наклонением $51,67^\circ$

Для подтверждения сходимости при больших углах между плоскостью отлетной траектории и орбитой Луны задача была решена для той же даты старта (сентябрь 2024 г.) и других наклонений стартовой орбиты. Были рассмотрены наклонения $63,15^\circ$ (запуск с космодрома Плесецк) и 90° (предельный случай). Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением $63,15^\circ$ представлены в табл. 2; для стартовой орбиты наклонением 90° — в табл. 3.

Таблица 2

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 63,15°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	13 Sep 2024 23:05:36	3197
Торможение у Луны	13 Dec 2024 11:44:08	639
Всего	—	3836

Таблица 3

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 90°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	11 Sep 2024 15:32:30	3197
Торможение у Луны	13 Dec 2024 11:44:08	647
Всего	—	3844

Параметры маневров для старта в декабре 2033 г. для старта в декабре 2033 г. с околокруговой орбиты высотой 200 км и наклонением 51,67° в импульсной постановке представлены в табл. 4.

Таблица 4

Параметры маневров в импульсной постановке для старта в декабре 2033 г. с околокруговой орбиты наклонением 51,67°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	18 Dec 2033 23:53:28	3207
Торможение у Луны	29 Mar 2034 19:34:45	642
Всего	—	3849

Проекция данной траектории на плоскость орбиты Луны представлена на рис. 6.

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 63,15° представлены в табл. 5, для стартовой орбиты наклонением 90° — в табл. 6.

Таблица 5

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 63,15°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	20 Dec 2033 03:07:49.844	3207
Торможение у Луны	29 Mar 2034 19:34:29.039	643
Всего	—	3850

Таблица 6

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 90°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	19 Dec 2033 01:22:51.440	3207
Торможение у Луны	29 Mar 2034 19:34:42.755	643
Всего	—	3850

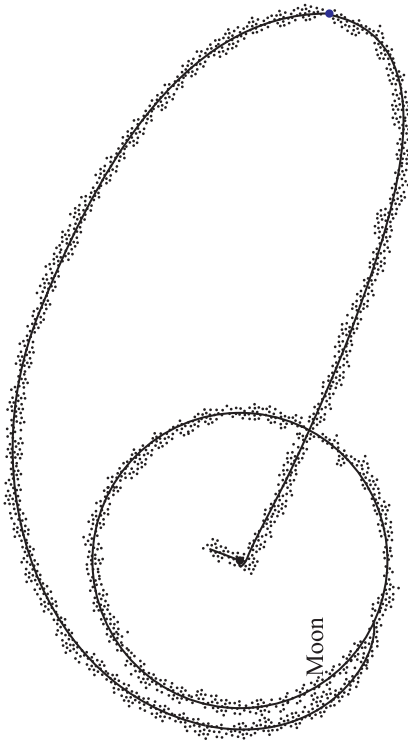


Рис. 6. Проекция траектории без гравитационного маневра на плоскость орбиты Луны. Старт в декабре 2033 г. с орбиты наклонением $51,67^\circ$

Как следует из результатов, представленных в табл. 1–6, затраты на выполнение маневров при реализации траекторий обходного перелета к Луне мало зависят от стартовой эпохи и наклона начальной орбиты. При старте в сентябре 2024 г. с круговой орбиты высотой 200 км и наклоном $51,67^\circ$ общие затраты на импульсные маневры составляют 3837 м/с, при старте с полярной орбиты той же высоты — 3844 м/с, то есть всего на 7 м/с больше. Для другой рассмотренной даты, декабря 2033 г., при старте с круговой орбиты высотой 200 км и наклоном $51,67^\circ$ общие затраты на импульсные маневры составляют 3849 м/с, при старте с полярной орбиты той же высоты — 3850 м/с. Таким образом, общий разброс по затратам характеристической скорости составляет 13 м/с.

Основные результаты расчетов обходных перелетов на ОИСЛ для схемы с гравитационным маневром. Параметры маневров для старта в сентябре 2024 г. с околокруговой орбиты высотой 200 км и наклоном $51,67^\circ$ в импульсной постановке представлены в табл. 7. Проекция данной траектории на плоскость орбиты Луны представлена на рис. 7.

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 51,67°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	23 Sep 2024 14:38:19	3167
Торможение у Луны	11 Dec 2024 12:06:13	641
Всего	—	3808

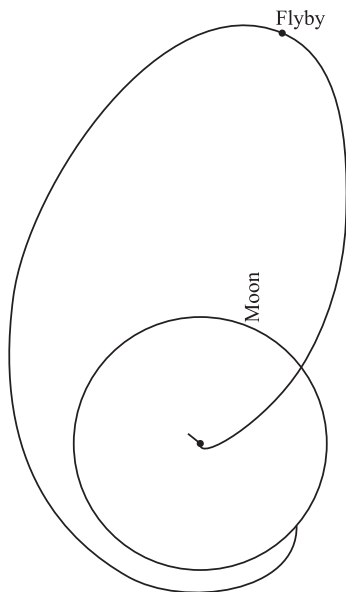


Рис. 7. Проекция траектории с гравитационным маневром на плоскость орбиты Луны. Старт в сентябре 2024 г. с орбиты наклонением 51,67°

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 63,15° представлены в табл. 8, для стартовой орбиты наклонением 90° — в табл. 9.

Таблица 8

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 63,15°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	11 Dec 2024 10:30:03.908	3163
Торможение у Луны	23 Sep 2024 09:55:04.946	641
Всего	—	3804

Таблица 9

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 90°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_{Σ} , м/с
Разгон у Земли	23 Sep 2024 08:05:14	3156
Торможение у Луны	11 Dec 2024 12:27:17	641
Всего	—	3797

Параметры маневров для старта в декабре 2033 г. с околокруговой орбиты высотой 200 км и наклоном $51,67^\circ$ в импульсной постановке представлены в табл. 10. Проекция данной траектории на плоскость орбиты Луны представлена на рис. 8.

Таблица 10

Параметры маневров для стартовой орбиты наклоном $51,67^\circ$

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_x , м/с
Разгон у Земли	2 Oct 2033 18:36:08	3280
Торможение у Луны	29 Mar 2034 19:05:44	652
Всего	—	3932

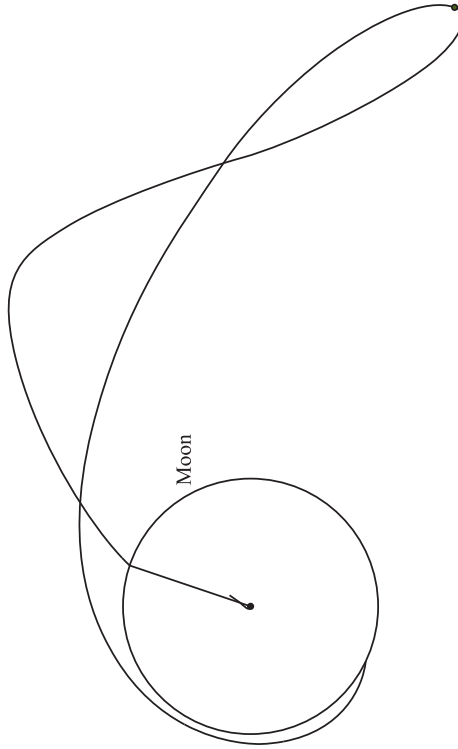


Рис. 8. Проекция траектории с гравитационным маневром на плоскость орбиты Луны. Старт в декабре 2033 г. с орбиты наклоном $51,67^\circ$

Параметры маневров для стартовой орбиты наклоном $63,15^\circ$ представлены в табл. 11, для стартовой орбиты наклоном 90° — в табл. 12.

Таблица 11

Параметры маневров для стартовой орбиты наклоном $63,15^\circ$

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_x , м/с
Разгон у Земли	2 Oct 2033 18:51:44	3280
Торможение у Луны	29 Mar 2034 19:05:44	652
Всего	—	3932

Параметры маневров для стартовой орбиты наклонением 90°

Маневр	Время выдачи импульса	Затраты V_x , м/с
Разгон у Земли	2 Oct 2033 19:13:10	3271
Торможение у Луны	29 Mar 2034 19:05:43	652
Всего	—	3923

Для некоторых стартовых эпох (например, сентябрь 2024 г.) использование гравитационного маневра позволяет добиться уменьшения затрат характеристической скорости приблизительно на 40 м/с. Однако существуют такие эпохи (например, октябрь 2033 г.), для которых реализация траектории с гравитационным маневром требует гораздо больших затрат характеристической скорости и значительного увеличения времени перелета. Это обусловлено тем, что при определении параметров гравитационного маневра приходится решать в обратном времени задачу попадания в Луну. В результате получается однозначно определенный вектор \vec{V}_∞ и соответствующая ему геоцентрическая энергия, которая может быть как меньше энергии траектории без гравитационного маневра, так и больше нее.

Заключение. Для различных стартовых эпох и наклонений стартовой орбиты ИСЗ высотой 200 км получен ряд траекторий «обходного» перелета на полярную ОИСЛ высотой 100 км. Для каждой стартовой эпохи и наклонения определены два типа траекторий, в одном из которых для увеличения энергии отлетной траектории используется гравитационный маневр у Луны, в другом — необходимая энергия обеспечивается работой двигательной установки. Численные эксперименты подтвердили возможность реализации обоих типов траекторий при старте с космодромов, находящихся на территории Российской Федерации.

Для некоторых стартовых эпох (например, сентябрь 2024 г.) использование гравитационного маневра позволит добиться уменьшения затрат характеристической скорости приблизительно на 40 м/с. Однако существует вариант увеличения затрат характеристической скорости и времени перелета. Поэтому при проектировании транспортной системы, использующей обходные траектории, и расчете ее массовых характеристик необходимо использовать параметры траектории без гравитационного маневра (общие затраты характеристической скорости составляют приблизительно 3850 м/с). Также для некоторых стартовых эпох существует возможность увеличения массы полезной нагрузки за счет использования гравитационного маневра.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Брюханов Н.А., Грибков А.С., Гузенберг А.С., Дудник М.Н., Евдокимов Р.А., Егоров Н.А. и др. *Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы*. В.П. Легостаев, В.А. Лопота, ред. Москва, РКК «Энергия», 2011, с. 584.
- [2] Ивашкин В.В. *Об оптимальных траекториях полета КА к луне в системе Земля — Луна — Солнце*. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, 2001, 30 с.
- [3] Yamakawa H. *On Earth — Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture: A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Engineering*. Department of Aeronautics, University of Tokyo, 1992, 223 p.
- [4] Ивашкин В.В. О траекториях полета точки от Луны к Земле с гравитационным освобождением от лунного притяжения. *Доклады Академии Наук*, 2004, т. 398, № 3, с. 340–343.
- [5] Егоров В.А. *Пространственная задача достижения Луны*. Ю.Г. Гуревич, ред. Москва, 1965.

Статья поступила в редакцию 27.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бычков А.Д. Исследование пространственных «обходных» перелетов на орбиту искусственного спутника Луны при старте с космодромов, находящихся на территории России. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 2.

URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1468.html>

DOI 10.18698/2308-6033-2016-02-1468

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Бычков Андрей Дмитриевич родился в 1990 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2013 г. Аспирант кафедры "Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов" МГТУ им. Баумана, инженер ОАО «РКК «Энергия». Автор двух научных работ и 7 докладов на конференциях в области моделирования баллистики и динамики движения космических аппаратов, проектирования межорбитальных буксиров и трансформируемых модулей орбитальных станций.

e-mail: abychkov@ro.ru

A study of three-dimensional "detour" transfers into artificial lunar satellite orbit following launches from space centers located in Russia

© A.D. Bychkov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105055, Russia

The article presents the results of studies on low-energy "detour" transfer trajectories to an artificial lunar satellite orbit in the Earth-Moon-Sun system for spacecraft launched from a Russian space center. In this type of trajectories, the spacecraft (SC) first flies beyond the Moon's orbit, out of the Earth's sphere of influence. Its trajectory parameters are altered by the Sun's gravitational perturbations, which enables lunar gravitational capture of the SC to take place, reducing the delta-V budget of the mission. The SC velocity is required to be low enough when approaching the Moon's sphere of influence, which limits incoming trajectory inclination with respect to the Moon's geocentric orbit plane. Therefore, supplementary studies of "detour" trajectories for launches from Russian space centers are necessary. Calculations conducted in this research confirm the possibility of lunar gravitational capture for SC launched from Russian space centers onto a "detour" trajectory. In some of the trajectories considered, a gravity assist maneuver with the Moon is used to increase SC energy and change its orbit inclination.

Keywords: low-energy detour trajectories, lunar gravitational capture, gravity assist maneuver.

REFERENCES

- [1] Bryukhanov N.A., Gribkov A.S., Guzenberg A.S., Dudnik M.N., Evdokimov R.A., Egorov N.A., et al. *Luna — shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoy systemy* [Moon — a step to the Solar system development technologies]. Legostaev V.P., Lopota V.A., eds. Moscow, RKK "Energia", 2011, 584 p.
- [2] Ivashkin V.V. *Ob optimalnykh traektoriyakh poleta KA k lune v sisteme Zemlya — Luna — Solntse* [On optimal trajectories of space flight to the Moon in the Earth – Moon – Sun system]. Moscow, Preprint, Inst. Appl. Math., the Russian Academy of Science, 2001, 30 p.
- [3] Yamakawa H. *On Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture: a dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Engineering*. Department of Aeronautics, University of Tokyo, 1992, 223 p.
- [4] Ivashkin V.V. *O traektoriyakh poleta tochki ot Luny k Zemle s gravitatsionnym osvobozhdeniem ot lunnogo prityazheniya* [About the Moon-to-Earth trajectories with gravitational escape from the Moon's attraction]. *Doklady Akademii Nauk* [Academy of Science Reports], 2004, vol. 398, no. 3, pp. 340–343.
- [5] Egorov V.A. *Prostranstvennaya zadacha dostizheniya Luny* [Three-dimensional problem of reaching the Moon]. Gurevich Yu.G., ed. Moscow, 1965.

Bychkov A.D. (b. 1990) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2013. Post-graduate student of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, engineer of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energia". Author of 2 scientific papers and 7 conference papers in the field of simulation of ballistics and dynamics of space vehicles, and design of space tugs and transformable orbital station modules. e-mail: abychkov@ro.ru