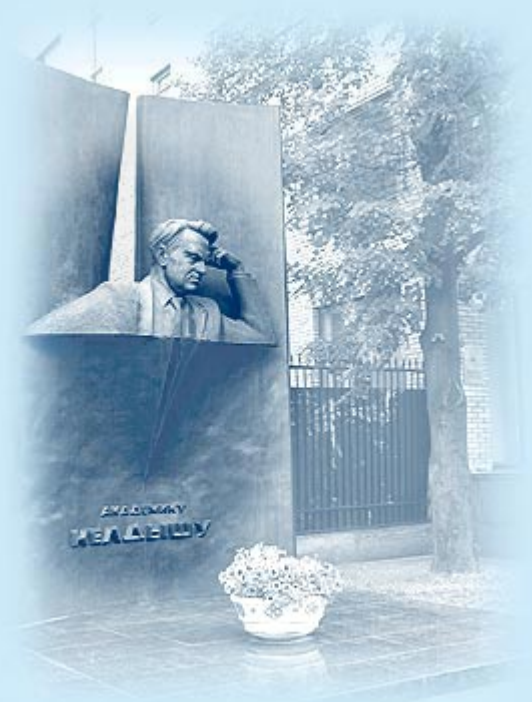




ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 31 за 2025 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

М.Ю. Овчинников,
М.Г. Ширококов, И.А. Глазунова,
А.А. Целоусова, А.А. Петрукович,
О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин,
Н.В. Рябогин, Т.Т. Мамедов,
А.В. Кошлаков, Н.А. Юданов,
П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко,
С.Ю. Приданников, О.В. Толстель,
В.А. Шуршаков, О.А. Иванова

Миссия к Луне на базе
унифицированной
малогабаритной платформы
с ЭРДУ

Статья доступна по лицензии
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Миссия к Луне на базе унифицированной малогабаритной платформы с ЭРДУ / М.Ю. Овчинников [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2025. № 31. 32 с. EDN: [BZTZIR](https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-31)
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-31>

О р д е н а Л е н и н а
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
Р о с с и й с к о й а к а д е м и и н а у к

М.Ю. Овчинников, М.Г. Широбоков,
И.А. Глазунова, А.А. Целоусова,
А.А. Петрукович, О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин,
Н.В. Рябогин, Т.Т. Мамедов, А.В. Кошлаков,
Н.А. Юданов, П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко,
С.Ю. Приданников, О.В. Толстель,
В.А. Шуршаков, О.А. Иванова

**Миссия к Луне на базе унифицированной
малогабаритной платформы с ЭРДУ**

Москва — 2025

*М.Ю. Овчинников, М.Г. Ширококов, И.А. Глазунова, А.А. Целоусова,
А.А. Петрукович, О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин, Н.В. Рябогин, Т.Т. Мамедов,
А.В. Кошлаков, Н.А. Юданов, П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко,
С.Ю. Приданников, О.В. Толстель, В.А. Шуришаков, О.А. Иванова*

Миссия к Луне на базе унифицированной малогабаритной платформы с ЭРДУ

Работа посвящена баллистическому анализу миссии полета к Луне малого космического аппарата на базе унифицированной платформы, оснащенной электродвигательной установкой. Рассматриваются общие вопросы доставки малого аппарата к Луне и используемые на практике схемы вывода на отлетную траекторию. Представлена и обоснована схема попутного вывода малого аппарата на околоземную орбиту с последующим использованием разгонного блока для перехода на траекторию полета к Луне. Приведен пример опорной траектории перелета к Луне. Рассчитана схема вывода нескольких малых аппаратов на окололунные орбиты, демонстрирующая возможность развертывания окололунной konstellatsii.

Ключевые слова: малый космический аппарат, обходная траектория, попутный запуск, окололунная konstellatsiya

*M.Yu. Ovchinnikov, M.G. Shirobokov, I.A. Glazunova, A.A. Tselousova,
A.A. Petrukovich, O.I. Korablev, D.S. Zarubin, N.V. Ryabogin, T.T. Mamedov,
A.V. Koshlakov, N.A. Yudanov, P.A. Dronov, A.N. Nesterenko,
S.Yu. Pridannikov, O.V. Tolstel, V.A. Shurshakov, O.A. Ivanova*

Lunar mission based on a unified small-scale platform with electric propulsion system

This work focuses on the ballistic analysis of a small spacecraft mission based on a unified platform, equipped with an electric propulsion system for flight to the Moon. It discusses the general aspects of delivering a small spacecraft to the Moon and the practical schemes used for launching it onto a departure trajectory. The paper presents and justifies a ride-share launch scheme where the small spacecraft is first placed into near-Earth orbit and then uses an upper-stage to transfer onto a trajectory toward the Moon. An example of a reference transfer trajectory to the Moon is given. The study also includes a launch scheme for deploying several small spacecraft into lunar orbits demonstrating the possibility to develop a lunar constellation.

Key words: small spacecraft, sun-assisted low-energy trajectory, rideshare launch, lunar constellation

Оглавление

Принятые в тексте сокращения.....	4
Введение	5
Конструкция аппарата	7
Решаемые задачи и полезная нагрузка.....	12
Варианты доставки МКА к Луне	14
Оценка возможностей разгонного блока после вывода основной полезной нагрузки на околоземную орбиту	18
Траектория перелета к Луне.....	22
Выход на различные окололунные орбиты	26
Заключение.....	30
Список литературы.....	31

Принятые в тексте сокращения

АКБ – аккумуляторная батарея

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина

КА – космический аппарат

МКА – малый космический аппарат

НОО – низкая опорная орбита

ОДУ – объединенная двигательная установка

ОПН – основная полезная нагрузка

ПН – полезная нагрузка

РБ – разгонный блок

РК – радиокоманда

СБ – солнечная батарея

СПУ – система питания и управления

ССО – солнечно-синхронная орбита

СЭП – система электропитания

ЭРДУ – электрореактивная двигательная установка

GCRS – Geocentric Celestial Reference System

Введение

Нынешнее десятилетие – это время, когда основные миссии исследования космоса за пределами низкой околоземной орбиты могут быть дополнены реализацией одиночных межпланетных миссий на базе малых космических аппаратов (МКА) для решения отдельных и весьма важных научно-технических и научных задач. Малые аппараты, завоевав разнообразные ниши в околоземном пространстве, начинают осваивать дальний космос. Следуя логике эволюции околоземных МКА, в будущем ожидаются и групповые полеты: конstellляции, формации и рои.

Среди множества научных, инженерных, технологических и других задач, которые необходимо решить при конструировании межпланетных миссий, выделим одну, определяющую выполнение необходимых условий для их реализации. Речь идет о динамическом аспекте миссии, то есть о возможности «долететь» с заданными условиями до цели и при необходимости вернуться обратно при имеющемся ресурсе, или же о том, какие нужны ресурсы, чтобы реализовать заданные баллистические параметры миссии.

Главные отличия МКА от традиционных «больших» межпланетных аппаратов состоят в невозможности установки на МКА мощного маршевого двигателя, способного быстро и существенно изменить скорость космического аппарата, а также в ограниченных ресурсах таких МКА для целевых задач (по массе полезной нагрузки, располагаемой энергетике и пр.).

Химические ракетные двигатели, хотя и обеспечивают большую тягу, имеют низкий удельный импульс. Для МКА это неприемлемо из-за необходимости большого запаса топлива. Стоит отметить, что в истории космонавтики были успешные миссии сравнительно компактных межпланетных аппаратов с химическими ракетными двигателями.

Наиболее перспективными для решения задач исследования дальнего космоса с использованием МКА представляются экономичные двигатели с высоким удельным импульсом, к каковым относятся электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ). Цена же такой экономичности – длительное время для набора и, при необходимости, снижения скорости аппарата, что в случае с МКА вполне допустимо. Вспомним, что европейский малый аппарат SMART-1 был запущен как попутная нагрузка с основным связным спутником на геопереходную орбиту 27 сентября 2003 года и достиг Луны 15 ноября 2004 года, то есть весь перелет занял около 13 месяцев [1]. Его полная масса составила 367 кг, включая 82 кг ксенона и 19 кг полезной нагрузки. Ключевой особенностью этого КА является ЭРДУ PPS-1350-G, изготовленная компанией Snecma Moteurs при сотрудничестве с ОКБ «Факел». В ее состав входили холловский электростатический двигатель, созданный на основе двигателя СПД-100 производства ОКБ «Факел», система подачи и распределения электропитания и запас рабочего тела.

При использовании ЭРДУ в качестве маршевого двигателя возникают два существенных ограничения. Первое связано с энергообеспечением: МКА могут получать энергию только от солнечных батарей, что естественным образом ограничивает дальность их полетов в пределах планет земной группы. Второе ограничение состоит в необходимости прецизионного проектирования миссии, включая тщательный выбор маршрута и расчет траектории. Малая тяга конкурирует со сравнимыми по величине возмущающими силами со стороны других планет на протяжении всей миссии и особенно это сказывается при движении вблизи отправных и целевых небесных тел. Успешное планирование таких миссий требует глубоких математических знаний и владения сложными методами расчета и оптимизации траекторий.

Для снижения расхода топлива, помимо ЭРДУ, в современной космонавтике активно используются низкоэнергетические (*обходные*) траектории перелета [2, 3, 4, 5, 6, 7], снижающие затраты на выведение аппаратов на окололунные орбиты за счет гравитационного притяжения Солнца и Луны. Механику такого перелета можно описать с нескольких точек зрения. С точки зрения модели возмущенной задачи двух тел низкоэнергетическая траектория перелета – это сильно возмущенная Солнцем околоземная орбита. При определенном взаимном расположении линии апсид и направления Солнце–Земля сила притяжения Солнца в районе апоцентра орбиты увеличивает ее большую полуось и поднимает ее перицентр до орбиты Луны. В результате этого условия подлета к Луне улучшаются за счет Солнца. С точки зрения сопряженных задач трех тел (Солнце–Земля и Земля–Луна) удастся объяснить беззатратный выход аппарата по низкоэнергетической траектории на орбиты вокруг лунных точек либрации. Точка зрения бикруговой ограниченной задачи четырех тел Солнце–Земля–Луна–КА связывает низкоэнергетические траектории перелета с траекториями через мгновенное положение равновесия (аналог точки либрации) и удобна для параметризации семейства низкоэнергетических траекторий от Земли к Луне и от Луны к Земле.

Низкоэнергетические траектории уже более десятилетия успешно применяются в практике космических перелетов малых аппаратов к Луне. Одной из их особенностей, продемонстрированной в миссии GRAIL двух аппаратов, является то, что приложение небольшого импульса в удаленной от Земли и Луны точке способно существенно повлиять на условия подлета к Луне [8]. Это открывает возможность развести несколько аппаратов по различным окололунным орбитам за один их запуск, что соотносится с парадигмой МКА.

Цель данной работы – баллистический анализ миссии доставки малых космических аппаратов к Луне по низкоэнергетическим траекториям с использованием ЭРДУ на примере двух МКА. Особенностью миссии является однопусковая схема вывода, предусматривающая одновременный запуск двух аппаратов на околоземную орбиту в качестве попутной нагрузки с основным околоземным аппаратом с последующим использованием разгонного блока для их направления по низкоэнергетической траектории к Луне. Исследование

показывает, что при сообщении аппаратам различных по величине малых импульсов в определенной точке траектории возможно их последующее разделение и выведение на окололунные орбиты с различными наклонениями. Мы считаем, что проект, базирующийся на отечественных технологиях и разрабатываемой универсальной платформе МКА для межпланетных миссий [9] к Луне, Марсу, Венере и астероидам, не только обладает потенциалом для проведения научных исследований, демонстрации и отработки технологий, но представляет собой важный шаг в направлении создания окололунной орбитальной группировки и развития лунной инфраструктуры. По аналогии с «Марсиком» – МКА для перелета к Марсу [9], аппарат для перелета к Луне будем именовать «Луником».

Работа состоит из нескольких разделов. Сначала описывается конструкция аппарата, приводятся габариты, характеристики двигательной установки и технические особенности разрабатываемой платформы. Рассматриваются примеры полезной нагрузки в соответствии с перспективными научными миссиями у Луны. Далее следует описание баллистических аспектов миссии: отлетная траектория, перелет к Луне по низкоэнергетической траектории, выход на окололунные орбиты. Работа завершается обсуждением полученных результатов и заключением, содержащим основные выводы.

Конструкция аппарата

С целью упростить и удешевить серийное изготовление МКА для использования за пределами околоземных орбит предлагается применить принципы, схожие с теми, что лежат в основе концепции кубсатов – разработать платформу на модульной основе, где модули выполнены в виде прямоугольных многосекционных рамок. Размещение полезной нагрузки (ПН) в корпусе платформы зависит от состава ПН. Для нее должен быть выделен максимально доступный объем и указано максимальное среднее/пиковое энергопотребление.

В качестве прототипа МКА выберем универсальную малогабаритную платформу, предложенную для миссии к Марсу [9]. Габариты конструкции лунного МКА определяются необходимостью разместить в корпусе аппарата баки с достаточным запасом рабочего тела — ксенона — для перелета от Земли на рабочую орбиту вокруг Луны, поддержания движения на этой орбите, а также для обеспечения ориентации вектора тяги маршевой двигательной установки, парирования эксцентриситета тяги и разгрузки маховиков. Внешний вид аппарата схематично изображен на Рис. 1. Один бак с сухой массой 3.3 кг, вмещающий 4 литра ксенона (итого 8 кг ксенона), обеспечивает работу объединенной двигательной установки (ОДУ) разработки АО ОКБ «Факел» на базе одного маршевого двигателя СПД-50М и шести двигателей ориентации ЭНД-10. Схема размещения бака в корпусе аппарата с размерами 1150 × 500 × 800 мм показана на рис. 2. По сравнению с МКА для полета к Марсу уменьшена площадь панелей солнечных батарей (СБ), снижено количество баков и оставлен

один маршевый двигатель, что привело к снижению сухой массы служебной аппаратуры ориентировочно на 15 кг.

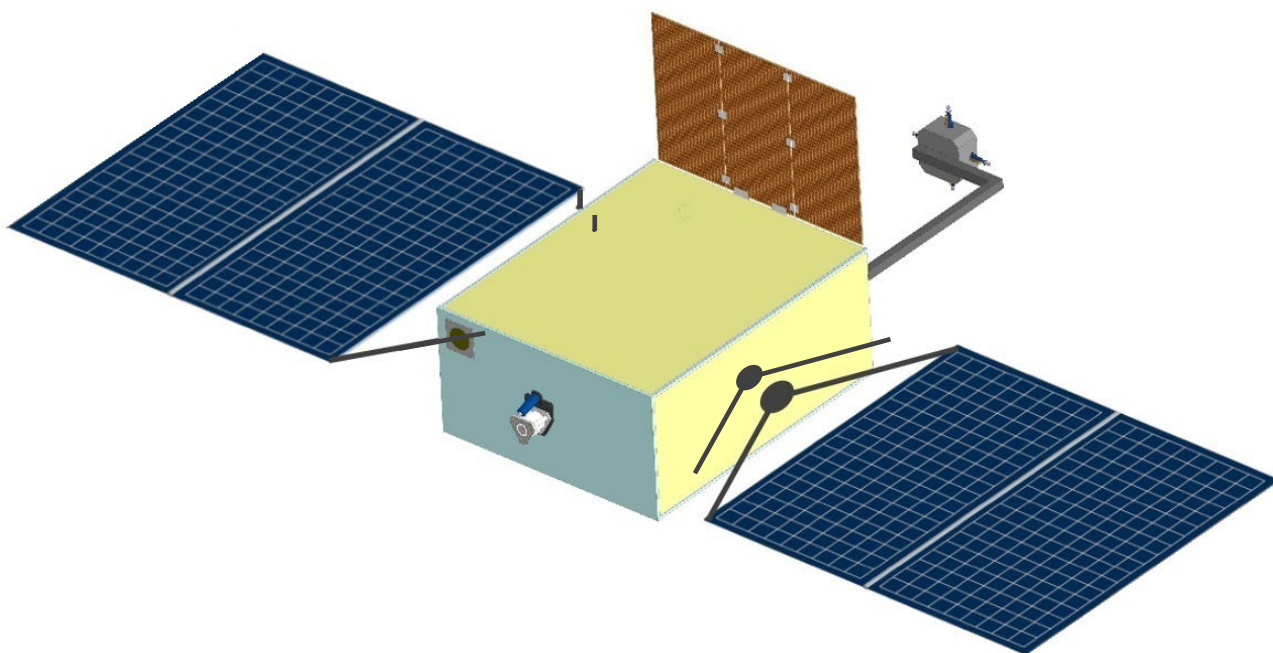


Рис. 1. Внешний вид МКА с развернутыми панелями солнечных батарей

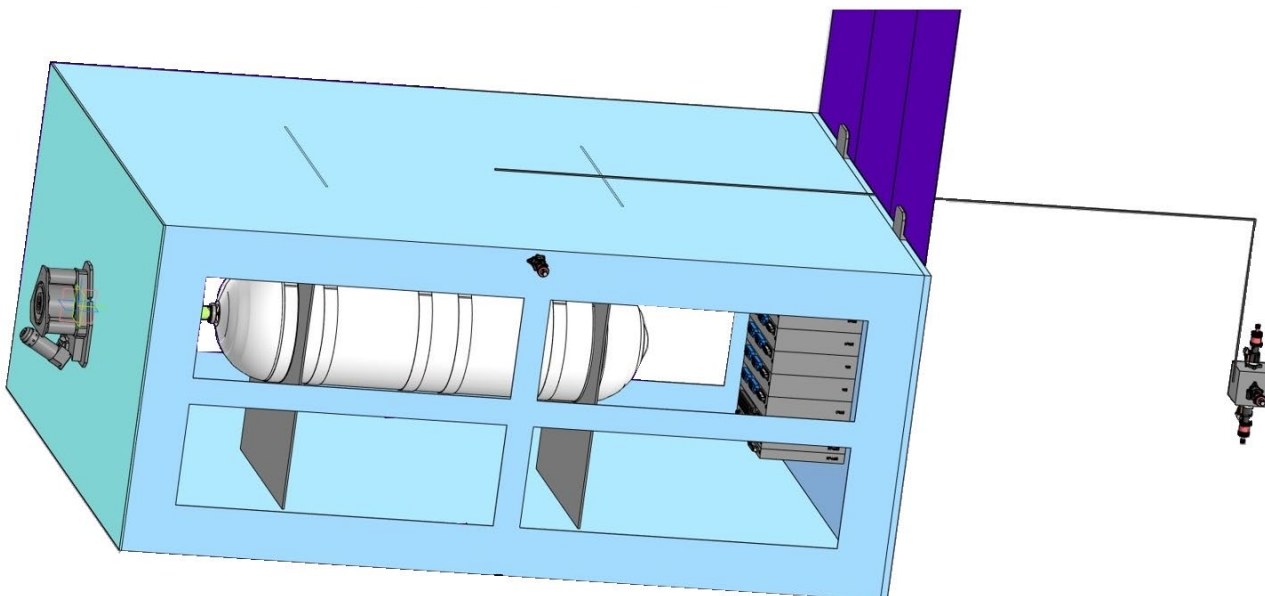


Рис. 2 Размещение бака с ксеноном и СПУ в корпусе МКА (облицовка корпуса снята, панели СБ не показаны)

В состав платформы входят центральная система с бортовым компьютером, система управления движением, включающая систему управления ДУ и систему ориентации и стабилизации платформы, система обеспечения теплового режима и система электропитания (СЭП). Вне корпуса размещаются поворотные (вокруг одной оси) модули из двух панелей СБ суммарной площади около 2.5 м^2 , антенна для связи с Центром управления полетом и выносной кронштейн с двигателями ориентации (Рис. 3) для парирования эксцентриситета вектора тяги маршевого двигателя и разгрузки маховиков. До старта панели СБ на основе кремниевых преобразователей в сложенном виде ориентированы вдоль широкой стороны КА, а после их развертывания привод каждого из модулей СБ позволяет независимо вращать его относительно оси, ортогональной продольной оси МКА. Помимо СБ, СЭП содержит модуль силового преобразователя и аккумуляторные батареи (АКБ) на литиевых аккумуляторных элементах. С учетом КПД СЭП 85% и характеристик СБ максимальная мощность, отдаваемая в АКБ и бортовую сеть, на орбите Земли составит в среднем 300-350 Вт, что достаточно для работы ОДУ, служебных систем и ПН в течение всей миссии.

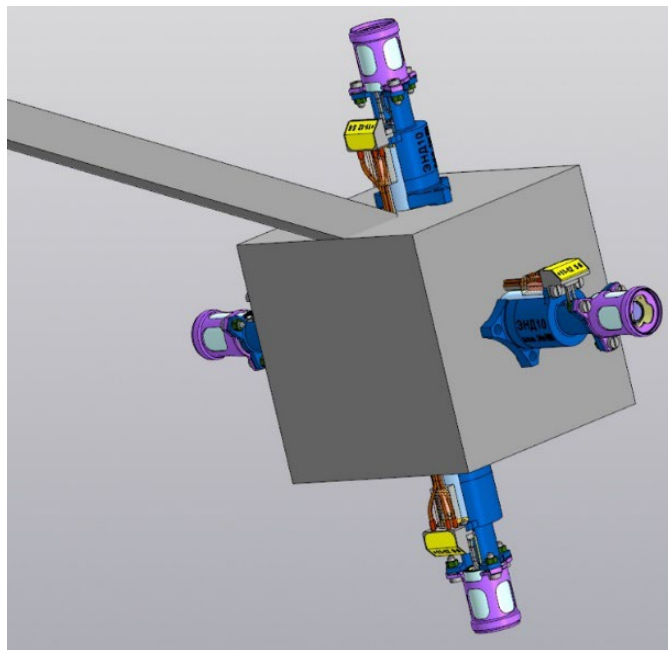


Рис. 3. Четыре газовых двигателя ориентации, размещаемые на выносном кронштейне

Ключевое звено центральной системы – бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) на основе микроконтроллера с ARM-архитектурой. Основными интерфейсами взаимодействия центральной системы МКА с другими системами и модулями служат RS-485 и РК-команды. Коммуникация аппарата с наземными пунктами управления организуется через передающее устройство S-диапазона с максимальной выходной мощностью 60 Вт, оснащенное рефлекторной антенной размером $750 \times 500 \text{ мм}$ в раскрытом виде. Представляет интерес рассмотреть возможность организации лазерного канала связи с наземной станцией.

Двигательная установка СПД-50М производства АО ОКБ «Факел» обладает тяговым усилием до 25 мН при потребляемой мощности от 200 до 450 Вт. Моторное время СПД-50М ограничено 5000 часами (~208 суток). Курсовая стабильность ориентации КА в течение активных участков траектории обеспечивается шестью газовыми двигателями ЭНД-10: в дополнение к четырем двигателям ориентации на выносном кронштейне есть еще пара двигателей на корпусе платформы. Вариант с ОДУ на ксеноне, когда и маршевые двигатели, и двигатели ориентации используют этот газ в качестве рабочего тела, предпочтителен, так как имеет наименьший набор элементов, объем и стоимость. В то же время из-за низкого удельного импульса газовых двигателей на ксеноне для системы ориентации потребуется примерно 30% общего запаса топлива. АО ОКБ «Факел» проведены серии лабораторных испытаний и расчетов параметров ОДУ с маршевыми двигателями малой тяги СПД-50М и газовыми электронагревными двигателями ЭНД-10. СПД-50М имеет летную квалификацию в многочисленных миссиях. Характеристики двигателей представлены в таблице 1 [10] и на Рис. 4.

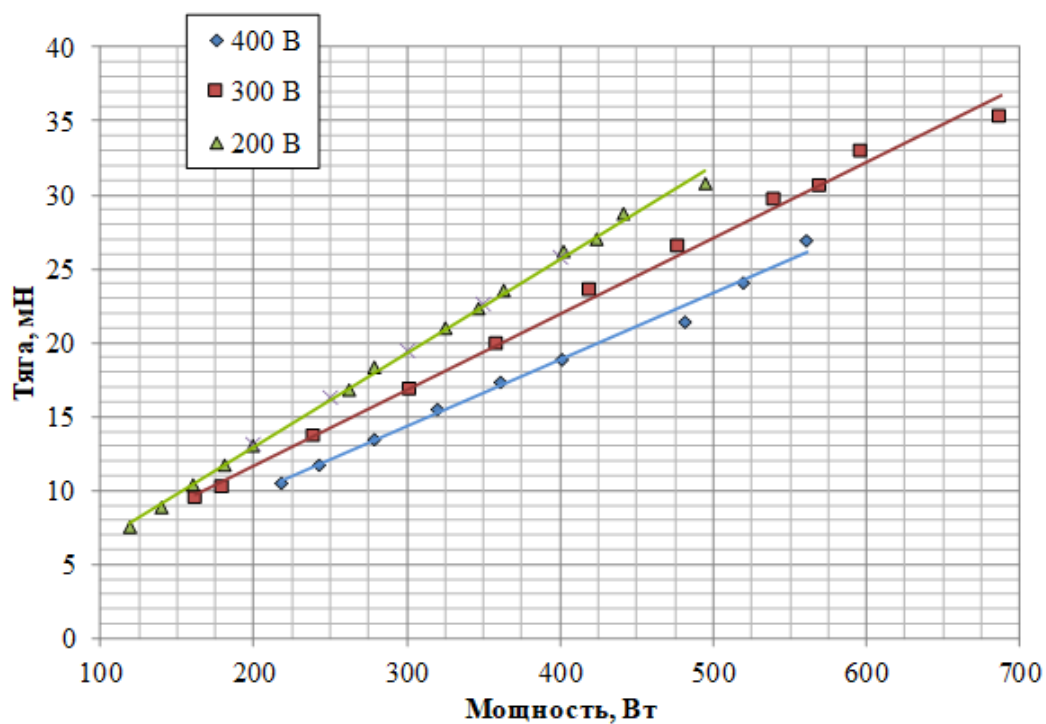
Таблица 1

Характеристики двигателей ОДУ

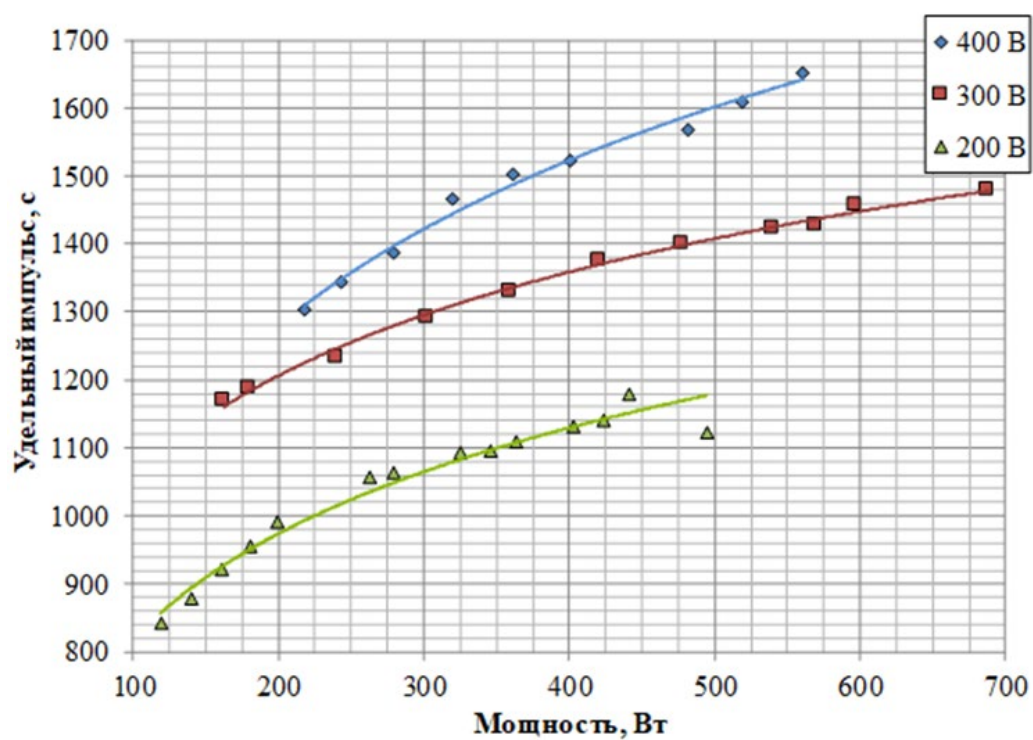
<i>Двигатель</i>	<i>Рабочее тело</i>	<i>Потребляемая мощность, Вт</i>	<i>Удельный импульс, с</i>	<i>Тяга, мН</i>	<i>Плотность рабочего тела, кг/л</i>
СПД-50М	ксенон	200...450	1200...1380	12...25	2.0
ЭНД-10	ксенон	5	55	1	2.0

Блок высокоточной стабилизации МКА состоит из маховиков производства АО «Корпорация ВНИИЭМ» с управляющим моментом 20 мН·м. Эти маховики, имеющие запас кинетического момента 1 Н·м·с, будут разгружаться с помощью двигателей ориентации.

За нормальный тепловой режим на борту МКА (в том числе за поддержание приемлемой температуры БЦВМ, исполнительных органов системы управления и электроприводов панелей СБ) отвечают нагревательные элементы.



а) Тяга как функция потребляемой мощности



б) Удельный импульс как функция потребляемой мощности

Рис. 4. Характеристики двигателя СПД-50М, полученные из лабораторных испытаний при трех различных уровнях напряжения разряда (200, 300 и 400 В)

Решаемые задачи и полезная нагрузка

Решаемые аппаратом задачи определяют целевые орбиты и требования. Прежде всего, миссия МКА в окололунное пространство может быть *технологической и/или демонстрационной*. В рамках таких миссий в режиме реального полета можно апробировать перспективные приборы и технологические решения, например двигательные установки, научные приборы, связь, получить для них летную квалификацию. Такие миссии могут быть направлены на получение опыта в сопровождении миссии и эксплуатации МКА в различных динамических режимах: отлет от Земли, перелет к Луне, движение и поддержание движения в окрестности лунных точек либрации, выход на окололунные орбиты, движение и поддержание движения на замороженных окололунных орбитах.

В рамках такой демонстрационной миссии могут быть решены следующие попутные задачи, которые позволят сформировать предпосылки, снизить риски и повысить результативность уже основных орбитальных и посадочных миссий исследования Луны.

Задачи дистанционного зондирования Луны предпочтительно решать с использованием низкоорбитальной констелляции, в которой аппараты сгруппированы в нескольких орбитальных плоскостях вокруг Луны и движутся на малой высоте над ее поверхностью. Низкие орбиты позволяют снизить требования к оптическим системам бортовых камер наблюдения и, следовательно, уменьшить массу МКА. Однако эти преимущества сопряжены с определенными сложностями: неоднородность гравитационного поля Луны вынуждает проводить частые корректировки орбиты. Это, в свою очередь, требует дополнительных запасов топлива и увеличивает общую массу аппарата. В данной ситуации целесообразно разворачивать констелляции на замороженных окололунных орбитах – орбитах без вековой эволюции эксцентриситета, аргумента перигентра, большой полуоси и наклона.

Автономная навигационная система также требует разворачивания констелляции вокруг Луны. Орбиты могут быть как низкими, так и высокими. Навигационная система по типу Уолкера-Можаева подразумевает выведение аппаратов на орбиты с разной долготой восходящего узла, а также разведение аппаратов вдоль орбит. Рассматриваемая миссия из двух аппаратов должна продемонстрировать возможность их эффективного разведения по разным орбитам с помощью небольших импульсов в районе апоцентра *обходной* траектории.

На окололунных орбитах можно решать научные задачи изучения Луны с использованием КА малой размерности. Так, интерес представляет изучение плазменно-пылевой экзосферы Луны. В этих случаях измерения должны производиться вблизи перигентра, который должен быть настолько низким, насколько позволяет безопасность. Прибор как для регистрации ионов, так и для регистрации пылинок можно разместить на одном спутнике. Эти приборы

позволят получить информацию о химическом составе поверхностного слоя Луны, взаимодействии пыли с солнечным излучением и транспорте пыли, обнаружить редкие элементы и аномалии в составе грунта, найти перспективные места для посадки космических аппаратов.

На двух спутниках можно разместить *плазменно-волновой комплекс* для изучения плазмы и различных типов волн в космическом пространстве. Такой комплекс мог бы быть полезен для исследования взаимодействия солнечного ветра с лунной поверхностью, плазменного окружения Луны, процессов ионизации в окололунном пространстве, регистрации электромагнитных волн различных частот, мониторинга космической погоды, оценки радиационной обстановки. Комплекс поможет получить новые данные о физических процессах в окололунном пространстве, уточнить существующие модели космической плазмы, а также сделает вклад в безопасность космических окололунных миссий. Работа комплекса подразумевает, что ЭРДУ не работает на целевых орбитах. При этом целесообразно использовать комплекс в различных областях окололунного пространства.

На одном из спутников возможно размещение фотометра Лайман-альфа для исследования распределения водорода в Солнечной системе, геококоны и картирования *поверхности Луны*. Фотометр представляет собой прибор для регистрации ультрафиолетового излучения на длине волны 121.6 нм, соответствующей первой линии серии Лаймана атома водорода (переход электрона с первого возбужденного уровня на основной). Прибор помогает измерять концентрацию, плотность и распределение водорода во внутренней Солнечной системе, наблюдать слабое ультрафиолетовое освещение темной стороны Луны от звезд и рассеянного атомами водорода солнечного света, чтобы картографировать постоянно затененные кратеры, предположительно содержащие водяной лед и другие летучие вещества. Для измерений необходимы переменная контролируемая ориентация аппарата, а также достаточное время накопления сигнала.

На протяжении перелета к Луне возможно использование *дозиметра* для оценки радиационного фона. Полученные данные дозиметра помогут оценить влияние космической радиации вне магнитного поля Земли и использовать их для совершенствования защиты будущих лунных и других межпланетных аппаратов.

В настоящей работе рассматривается технологическая миссия, состоящая из двух однотипных МКА. Как и при разработке Марсика [9], предполагается минимизация применения технических решений, не имеющих летной квалификации, а основные цели миссии формулируются как технологические. К основным задачам миссии относятся:

- апробирование и тестирование служебной аппаратуры в условиях длительного межпланетного перелета,
- отработка вывода МКА на разгонном блоке Фрегат при попутном запуске с основной низкоорбитальной полезной нагрузкой,

- отработка схемы и траектории перелета и навигационного обеспечения,
- отработка схемы коррекции траектории перелета с целью вывода каждого аппарата на собственную орбиту вокруг Луны с заданными наклоном и долготой восходящего узла,
- отработка схемы скругления окололунной траектории, алгоритмов поддержания окололунной орбиты, реализация динамических операций для выполнения задач полезной нагрузкой.

Миссия позволит отработать и продемонстрировать возможности *однопусковой схемы* доставки двух аппаратов на окололунные орбиты с заданными наклоном и долготой восходящего угла для каждого аппарата, для проведения научных экспериментов, требующих пары аппаратов. Запуск двух аппаратов также повышает надежность при реализации миссии.

Перейдем теперь к обсуждению вариантов доставки МКА к Луне.

Варианты доставки МКА к Луне

Рассмотрим возможные сценарии перелета МКА от Земли к Луне. Можно выделить четыре основных способа отлета от Земли:

- целевой запуск связкой ракета-носитель и разгонный блок;
- отлет на малой тяге с высокой круговой или высокоапогейной орбиты;
- попутный отлет с основной лунной миссией;
- отлет на разгонном блоке после отделения от него основной полезной нагрузки на околоземной орбите.

В первом случае вывод даже двух Луников представляется малоэффективным из-за слишком большой сухой массы Фрегата по сравнению с массой Луников. По сути, большая часть энергетических затрат приходится на перемещение самого разгонного блока, а не космических аппаратов. Ситуация усугубляется высокой стоимостью комплекса, состоящего из ракеты-носителя «Союз» и разгонного блока «Фрегат», что делает данный вариант запуска экономически неэффективным.

Для эффективной же реализации целевого запуска МКА требуются сверхлегкие ракета-носитель и разгонный блок. Для заданных масс разгонного блока, адаптера и МКА рассчитать требуемый запас топлива в разгонном блоке можно с помощью номограммы (рис. 5). На рисунке показаны линии, отвечающие различной кеплеровой энергии отлета C_3 . Отрицательные значения C_3 отвечают типичным низкоэнергетическим траекториям, нулевое – параболической траектории, положительные – гиперболическим траекториям отлета. Отметим, что разработка компактных разгонных блоков крайне востребована с учетом роста числа миссий МКА к Луне и планетам в ближайшем будущем и станет шагом на пути к запуску межпланетных МКА ракетами-носителями легкого класса.

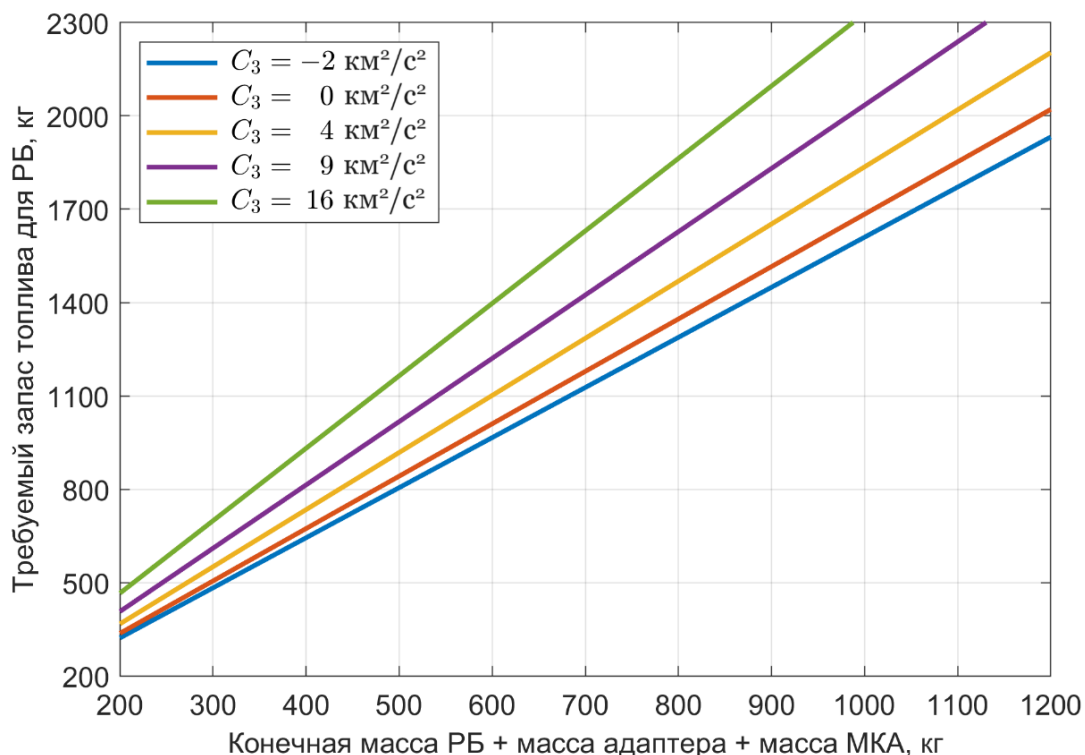


Рис. 5. Масса топлива, необходимая разгонному блоку с удельным импульсом 333.2 с для разгона МКА с орбиты 200 км до уровней отлетной энергии

Во втором случае перелет с околоземной орбиты к Луне осуществляется по спиральной траектории с использованием ЭРДУ через точку либрации L_1 . Такой вариант перелета представляется технически осуществимым [11] и на практике уже был продемонстрирован в миссии SMART-1 в 2000-х годах [1]. Однако у него есть существенный недостаток: длительное пребывание аппаратов в радиационных поясах Земли во время спирального перелета требует значительного усиления радиационной защиты аппаратов. Это приводит к существенному увеличению массы защитных систем, что, в свою очередь, вынуждает пропорционально сократить массу полезной нагрузки или же идти по пути повышения мощности ЭРДУ, увеличения площади СБ и объема топлива.

В случае попутного вывода с лунной миссией Луник разгоняется до второй космической скорости и отделяется либо на окололунной орбите основной миссии, либо на пути к ней. В случае отделения на окололунной орбите торможение у Луны происходит совместно с основной миссией. Такой подход ставит под сомнение смысл миссии Луника, фактически превращая его в дополнительную полезную нагрузку основного лунного аппарата, которая отделяется после выхода на окололунную орбиту. Хотя вероятность реализации такого варианта относительно низка, стоит отметить, что подобная концепция доставки малых космических аппаратов была реализована в американской лунной программе Artemis I, осуществленной в 2022 году [12].

В случае же отделения на пути к Луне Луник, не имея возможности реализовать тормозящий импульс для выхода на окололунную орбиту (порядка 1.2 км/с), проскочит Луну на высокой скорости и выйдет за пределы точки

либрации L_2 . Единственная возможность для Луника выйти на окололунные орбиты предполагает использование серии гравитационных маневров у Луны для увеличения орбиты, затем использование гравитации Солнца на обходной траектории для увеличения размеров околоземной орбиты и только затем выход на высокие окололунные орбиты или гало-орбиты.

Именно по такой схеме осуществлялся выход к Луне на гало-орбиту вокруг точки либрации L_1 МКА EQUULEUS (JAXA), что потребовало около года на совершение необходимого числа гравитационных маневров у Луны (рис. 6) [13]. Детали и параметры миссии были следующие: дата старта – 16 ноября 2022 года, отлетная энергия (C_3) равна $2.0 \text{ км}^2/\text{с}^2$, стартовая масса МКА (6U кубсат) – 10.5 кг, масса топлива (вода) – 1.2 кг, запас характеристической скорости – 80 м/с, затраты ΔV на перелет Земля–ЕМ L_2 – 17 м/с (замечательный результат), расчетное время выхода на гало-орбиту вокруг точки L_2 – конец 2023 года, но связь с EQUULEUS была потеряна 18 мая 2023 года, и многочисленные попытки ее восстановить не привели к успеху. Тем самым принципиально можно использовать этот способ выхода к Луне, но необходима попутная миссия к Луне и требуется время около года для достижения Луны с прецизионными расчетами для проведения многочисленных гравитационных маневров около Луны.

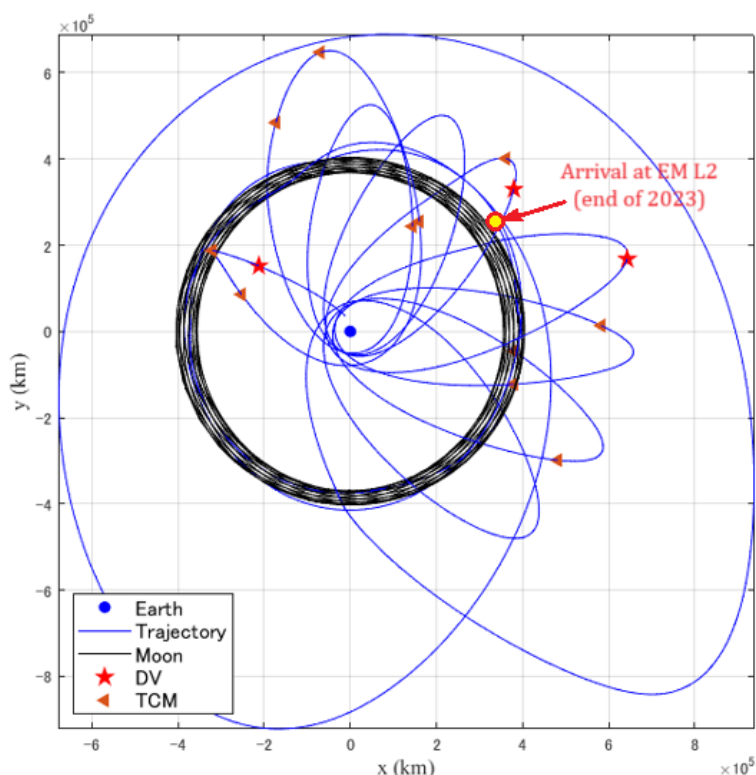


Рис. 6. Номинальная траектория перелета EQUULEUS [14]

Рассмотрим последнюю, четвертую, возможность – попутный вывод малого аппарата на околоземную орбиту и разгон к Луне с использованием разгонного блока. Разгонный блок сначала потратит часть топлива на вывод основного аппарата на целевую орбиту, а оставшееся топливо он должен потратить на

разгон малого аппарата. Экономная для разгонного блока схема вывода малого аппарата возможна на обходную траекторию. Кроме того, обходная траектория обычно требует меньших затрат топлива на самом аппарате при входе на окололунную орбиту или почти не требует затрат при входе на лунную либрационную орбиту. Эти два фактора экономии делают миссию малого аппарата к Луне возможной.

У предложенной схемы запуска есть несколько преимуществ перед другими схемами. Во-первых, длительность перелета остается в умеренных пределах (пусть она и больше, чем в миссиях массивных КА с двигателями «большой» тяги), причем после выхода на отлетную траекторию МКА быстро удаляется от Земли, не накапливая высокую дозу ионизирующего излучения в процессе прохождения радиационных поясов. Во-вторых, возможности попутного запуска открываются регулярно и доступны: на низкие орбиты выводится заметное количество аппаратов, доставка которых на их рабочие орбиты требует наличия разгонного блока. Наконец, экономичность бортовой ЭРДУ позволяет сделать микроплатформу с сухой массой, превышающей 50% от полной массы, даже с учетом необходимых затрат рабочего тела на работу двигателей ориентации. Это, в свою очередь, дает предпосылки к удешевлению проекта.

Из проблемных мест такого сценария отметим, что отсутствует опция выбора даты старта и параметров околоземной орбиты, с которой начинается отлетная траектория МКА, так как они зависят от основной миссии. В результате конфигурация планет и ориентация плоскости околоземной орбиты могут быть неоптимальными для перелета к Луне. Тем не менее именно четвертая схема доставки МКА к Луне (по обходной траектории) представляется нам наиболее доступной и вероятной. В качестве околоземной орбиты в данной работе мы рассмотрим типичную низкую круговую солнечно-синхронную орбиту высотой 832 км и наклоном 98.8° . Предполагается, что основную ПН выводят на рабочую орбиту первой и потому закрепляют на адаптере разгонного блока над контейнерами с попутно выводимой ПН, как показано на рис. 7.

Выбор попутной низкоорбитальной околоземной миссии во многом определяется долготой восходящего узла орбиты основного КА, выводимого на рабочую орбиту разгонным блоком. Для Марсика наиболее подходящими являются околотерминаторные солнечно-синхронные орбиты. В этом случае нетрудно обеспечить скорость МКА с помощью разгонного блока, близкую оптимальной, то есть почти параллельной скорости орбитального движения Земли вокруг Солнца. В случае же вывода Луника на обходную траекторию требования другие: отлетный участок обходной траектории направлен к Солнцу и, например, для полярной стартовой орбиты, нормаль к плоскости орбиты должна быть почти ортогональна к направлению на Солнце.

Оценим возможности отправки малого аппарата разгонным блоком и перейдем к описанию одной из возможных обходных траекторий перелета к Луне в рамках схемы с попутным запуском на солнечно-синхронную орбиту.

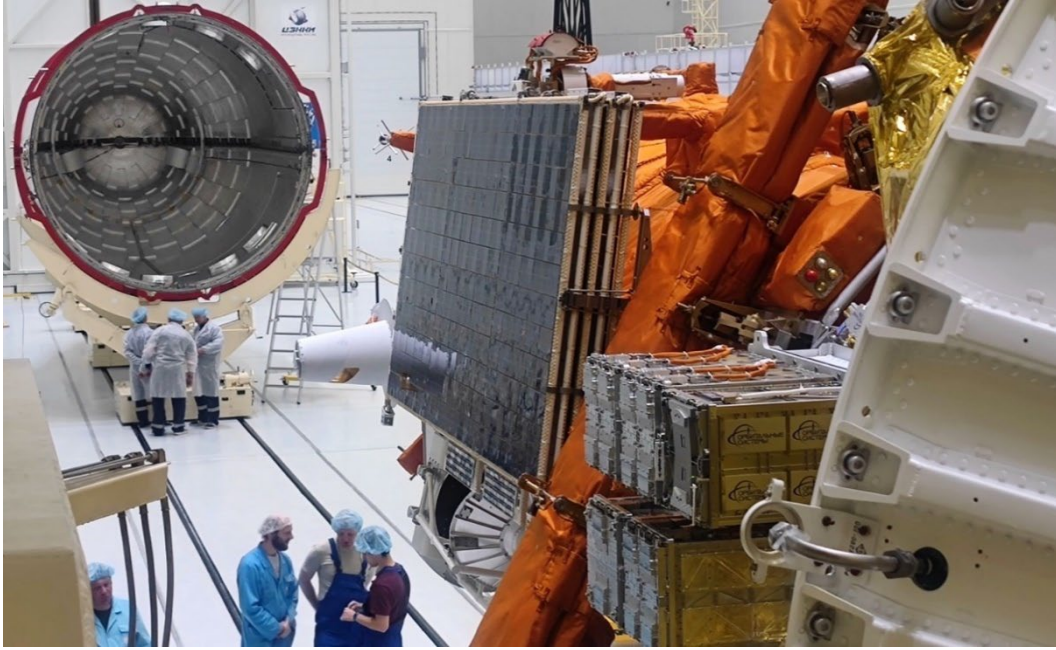


Рис. 7. Аппарат «Метеор-М» № 2–3 и контейнеры с попутно запускаемыми кубсатами, смонтированные на адаптере разгонного блока «Фрегат», перед накаткой головного обтекателя ракеты «Союз-2.1б». Фото: Роскосмос

Оценка возможностей разгонного блока после вывода основной полезной нагрузки на околоземную орбиту

Предлагается следующая схема вывода малого аппарата на отлетную траекторию. Ракета-носитель выводит на низкую опорную орбиту (НОО) разгонный блок и прикрепленный к нему адаптер с основной полезной нагрузкой (ОПН) и МКА. Разгонный блок переводит аппараты на орбиту основной полезной нагрузки. На этой орбите ОПН отсоединяется от адаптера. Далее разгонный блок выполняет маневр для помещения МКА на отлетную траекторию от Земли.

Ключевой вопрос: существует ли возможность у разгонного блока выдать импульс на отлетную траекторию с заданной характеристической скоростью Δv или кеплеровой энергией отлетной траектории C_3 ? Приведем для этого оценки массовых затрат разгонного блока (см. также [15]).

Пусть m_0 – полная масса, которую выводит ракета-носитель на НОО и которая состоит из конечной массы разгонного блока $m_{РБ}$, массы топлива m_T , массы адаптера m_A , массы ОПН $m_{ОПН}$ и массы МКА $m_{МКА}$:

$$m_0 = m_{РБ} + m_T + m_A + m_{ОПН} + m_{МКА}. \quad (1)$$

Затраты характеристической скорости для вывода на орбиту основной полезной нагрузки обозначим $\Delta v_{ОПН}$. В результате маневра полная масса системы оказывается равной $m_1 = e_1 m_0$, где

$$e_1 = \exp\left(-\frac{\Delta v_{ОПН}}{I_{sp} g}\right),$$

I_{sp} – удельный импульс разгонного блока, $g = 9.80665$ м/с². Затраты топлива равны

$$\Delta m_1 = m_0 - m_1 = m_0(1 - e_1).$$

Пусть после отделения ОПН разгонный блок выполняет маневр с характеристической скоростью $\Delta v_{отл}$. В результате масса системы оказывается равной $m_2 = e_2(m_1 - m_{опн})$, где

$$e_2 = \exp\left(-\frac{\Delta v_{отл}}{I_{sp}g}\right).$$

Затраты топлива при этом равны

$$\Delta m_2 = (m_1 - m_{опн})(1 - e_2).$$

Полные затраты топлива разгонным блоком

$$\Delta m = \Delta m_1 + \Delta m_2 = m_0(1 - e_1 e_2) - m_{опн}(1 - e_2). \quad (2)$$

Подставим $m_T = \Delta m$ в уравнение (1) и получим

$$m_0 = \frac{1}{e_1 e_2} (m_{мкА} + m_A + m_{рБ}) + \frac{1}{e_1} m_{опн}. \quad (3)$$

Наконец, подставим (3) в (2) и получим

$$\Delta m = \frac{1 - e_1 e_2}{e_1 e_2} (m_{мкА} + m_A + m_{рБ}) + \frac{1 - e_1}{e_1} m_{опн}. \quad (4)$$

Уравнения (3) и (4) связывают необходимую полную массу, выводимую ракетой-носителем на НОО, и массу затраченного топлива разгонного блока с массами МКА, адаптера, разгонного блока и ОПН. Эти формулы не зависят от схемы вывода основной полезной нагрузки и ее орбиты.

Рассмотрим случай, в котором целевая орбита ОПН является круговой, а перелет на нее является компланарным двухимпульсным: сначала в перигее опорной орбиты выполняется маневр, поднимающий апогей до целевой орбиты, затем через полвитка выполняется маневр, поднимающий перигей до целевой орбиты. В этом случае затраты характеристической скорости

$$\Delta v = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{п}}} \left(\sqrt{\frac{R}{r_{п} + R}} - \sqrt{\frac{r_a}{r_{п} + r_a}} \right) + \sqrt{\frac{2\mu}{R}} \left(\frac{1}{\sqrt{2}} - \sqrt{\frac{r_{п}}{r_{п} + r_a}} \right),$$

где $r_{п}$ – перигейное расстояние опорной орбиты, r_a – апогейное расстояние опорной орбиты, R – радиус орбиты основной полезной нагрузки, μ – гравитационный параметр Земли. В реальности схема вывода может быть сложнее, тем не менее формула выше позволяет оценить затраты на перелет на целевую орбиту ОПН.

Рассмотрим конкретный случай вывода аппаратов. Пусть ракета-носитель Союз 2.1б в связке с разгонным блоком Фрегат выводит аппараты на низкую

опорную орбиту с размером 200 км × 240 км. Пусть целевая орбита ОПН является круговой солнечно-синхронной орбитой (ССО) на высоте 832 км и наклонением 98°. Максимальная масса, которую может вывести Союз 2.1б на такую опорную орбиту, равна 7030 кг (с космодрома Байконур), 7260 кг (Восточный) или 7270 кг (Плесецк) с обтекатель 11С517А2 [16]. Начальная масса разгонного блока Фрегат с максимальной заправкой равна 6235 кг, его конечная масса (сухая масса + неотрабатываемые остатки топлива) равна 945 кг [17]. Максимальный рабочий запас топлива равен 5235 кг. Характеристическая скорость перехода с НОО на ССО равна 338 м/с. Итак, в соответствии с данными

$$m_0 \leq 7260 \text{ кг (Восточный)}, m_T \leq 5235 \text{ кг}, m_{РБ} = 945 \text{ кг}, \Delta v_{\text{ОПН}} = 338 \text{ м/с}.$$

На рисунке 8 показаны изолинии полной массы (сплошные линии), выводимой ракетой-носителем на НОО, и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от выбранных массы ОПН и массы попутной полезной нагрузки с адаптером. Рисунок построен для значения отлетного импульса 3.2 км/с: такого импульса достаточно, чтобы отправить МКА по обходной траектории перелета к Луне.

Пусть в качестве ОПН рассматривается аппарат из серии «Метеор» массой 2600 кг. Предположим, что масса МКА составляет 100 кг, а масса адаптера – 425 кг, что соответствует тяжелому адаптеру ASAP-S [18]. Тогда полная масса нагрузки, выводимая ракетой-носителем, должна быть около 7200 кг, а расход топлива разгонным блоком – около 3200 кг. Это соответствует запуску ракеты-носителя Союз 2.1б с космодрома Восточный. В таблице 2 приведены подробные данные по данному случаю вывода.

Таблица 2

Данные о выводе малого аппарата массой 100 кг на отлетную траекторию

Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО	7223 кг
Характеристическая скорость вывода на 832 км	338 м/с
Масса, выводимая РБ на 832 км	6514 кг
Затраты топлива РБ для вывода на 832 км	709 кг
Масса после отделения ОПН на 832 км	3914 кг
Характеристическая скорость отлетного импульса	3200 м/с
Масса после отлетного импульса	1470 кг
Затраты топлива РБ для отлетного импульса	2444 кг
Полные затраты топлива РБ	3153 кг
Масса попутной нагрузки + адаптера	525 кг

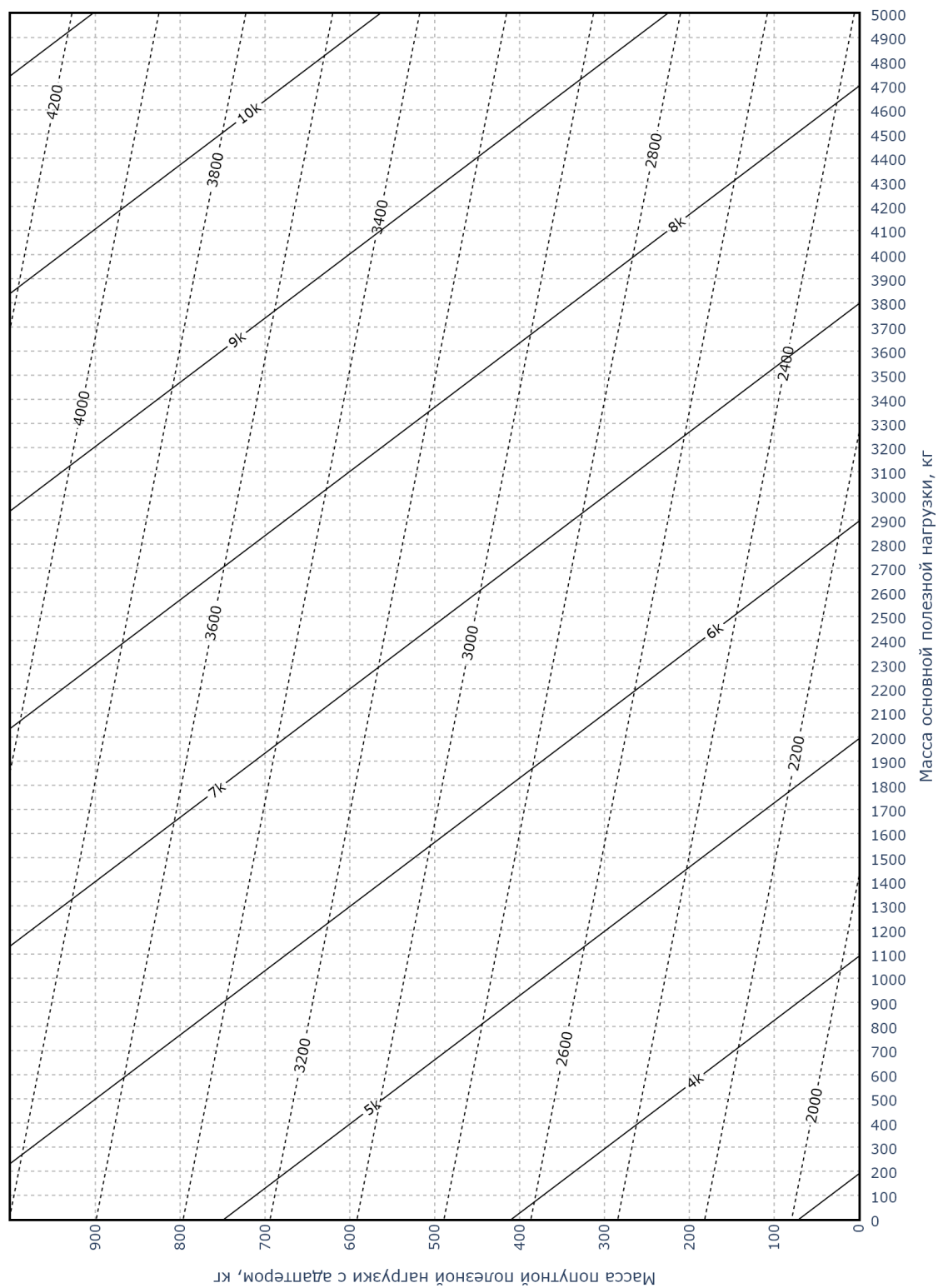


Рис. 8. Изолинии массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту (сплошные линии), и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от масс основной и попутной нагрузки с адаптером. Орбита ОПН высотой 832 км, отлетный импульс попутной нагрузки 3.2 км/с

Траектория перелета к Луне

В разделе показан пример низкоэнергетической (*обходной*) траектории перелета к Луне, которая начинается на типичной околоземной солнечно-синхронной орбите и заканчивается на окололунной орбите. Стартовый импульс обеспечивается разгонным блоком «Фрегат» на остатках топлива после вывода основного аппарата на ССО. После отлета от Земли космический аппарат с помощью ЭРДУ выполняет активное управление на трех участках: два участка в окрестности апогея траектории и один участок при подлете к Луне для выхода на окололунную орбиту.

Методика построения траектории

Построение траектории происходило в несколько этапов. Сначала на основе методики [6] было сформировано начальное приближение в рамках плоской бикруговой задачи четырех тел: Солнце, Земля, Луна и МКА. Конечные участки управления моделировались как точечные импульсы скорости. Затем с помощью метода параллельной пристрелки [19] траектория перелета была адаптирована к пространственному случаю, учитывающему стартовую и целевую орбиты, и эфемеридной модели движения тел Солнечной системы. В рамках метода параллельной пристрелки целевым критерием оптимизации сначала была сумма квадратов импульсов МКА; это обеспечило сходимость метода и адекватное начальное приближение для будущих уточнений. Затем на основе полученного решения методом параллельной пристрелки оптимизировалась сумма модулей импульсов МКА, что дало оптимальное по затратам топлива решение. Наконец на последнем этапе все точечные импульсы скорости были преобразованы к эквивалентным конечным участкам управления согласно методике, описанной в работе [20].

Пример траектории перелета

В результате оптимизации была получена траектория со следующими характеристиками.

Стартовая орбита:

- Большая полуось: 7203 км
- Эксцентриситет: 0.0
- Наклонение: 98.8°

Стартовый импульс разгонного блока равен 3.1885 км/с.

Параметры целевой орбиты:

- Большая полуось окололунной орбиты: 11738.0 км
- Эксцентриситет: не более 0.5

Большая полуось окололунной орбиты соответствует перспективной орбите возможной российской окололунной станции [21]. На эксцентриситет было наложено ограничение сверху, чтобы избежать столкновения с Луной.

Точечные импульсы скорости МКА:

- Первый импульс в окрестности апогея: 51.1828 м/с
- Второй импульс в окрестности апогея: 38.1598 м/с
- Импульс для выхода на окололунную орбиту: 161.9338 м/с
- Итого затраты характеристической скорости: 251.2764 м/с

После адаптации импульсов скорости к конечным участкам управления для двигателя СПД-50М получились следующие затраты топлива:

- Первый участок в окрестности апогея: 0.407 кг
- Второй участок в окрестности апогея: 0.303 кг
- Импульс для выхода на окололунную орбиту: 1.277 кг
- Итого затраты топлива: 1.988 кг

Временные характеристики получились следующими:

- Дата старта: 26 августа 2028 г., 10:14:45 (UTC)
- Дата прилета: 11 февраля 2029 г., 07:05:21 (UTC)
- Время полета: 168.87 дней

На рисунке 9 изображена траектория перелета в проекции на плоскость ХУ эклиптики во вращающейся системе координат Солнце—Земля. Точки исполнения импульсов МКА отмечены красным цветом. На рисунке 10 траектория показана в проекциях на оси YZ той же системы координат (вид с Солнца). На рисунке 11 траектория показана в международной небесной системе координат с началом в Земле (Geocentric Celestial Reference System, GCRS), здесь основная плоскость – экваториальная плоскость Земли. Наконец, на рисунке 12 показан в увеличенном масштабе околоземный участок траектории. Отметим, что угол между нормалью к стартовой орбите и направлением на Солнце составляет 90.89° , а угол между направлением на Солнце и направлением на МКА в момент старта составляет 166.68° . Это значит, что в начальный момент времени аппарат находится за Землей, если смотреть со стороны Солнца, и после выдачи отлетного импульса аппарат направляется «в сторону Солнца». Это отличает данный перелет от рассмотренного в [9] перелета к Марсу: для полета к Марсу аппарат должен двигаться примерно вдоль скорости Земли в его движении вокруг Солнца, а здесь же аппарат должен двигаться примерно в сторону Солнца.

В результате оптимизации получилась финальная окололунная орбита с большой полуосью 11738.0 км, эксцентриситетом 0.497, наклонением 92.47° , долготой восходящего узла 89.33° , аргументом перигея 77.27° .

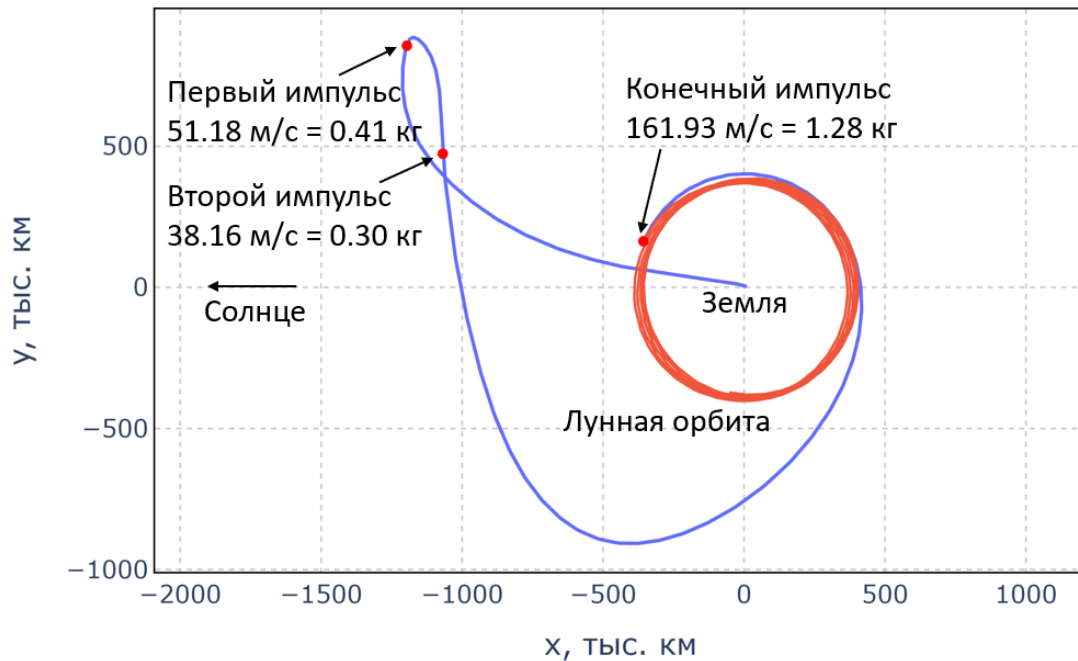


Рис. 9. Траектория Луника (синяя кривая) во вращающейся системе координат Солнце-Земля в проекции на плоскость эклиптики. Орбита Луны за время полета аппарата показана оранжевым цветом. Красные точки обозначают места приложения импульсов

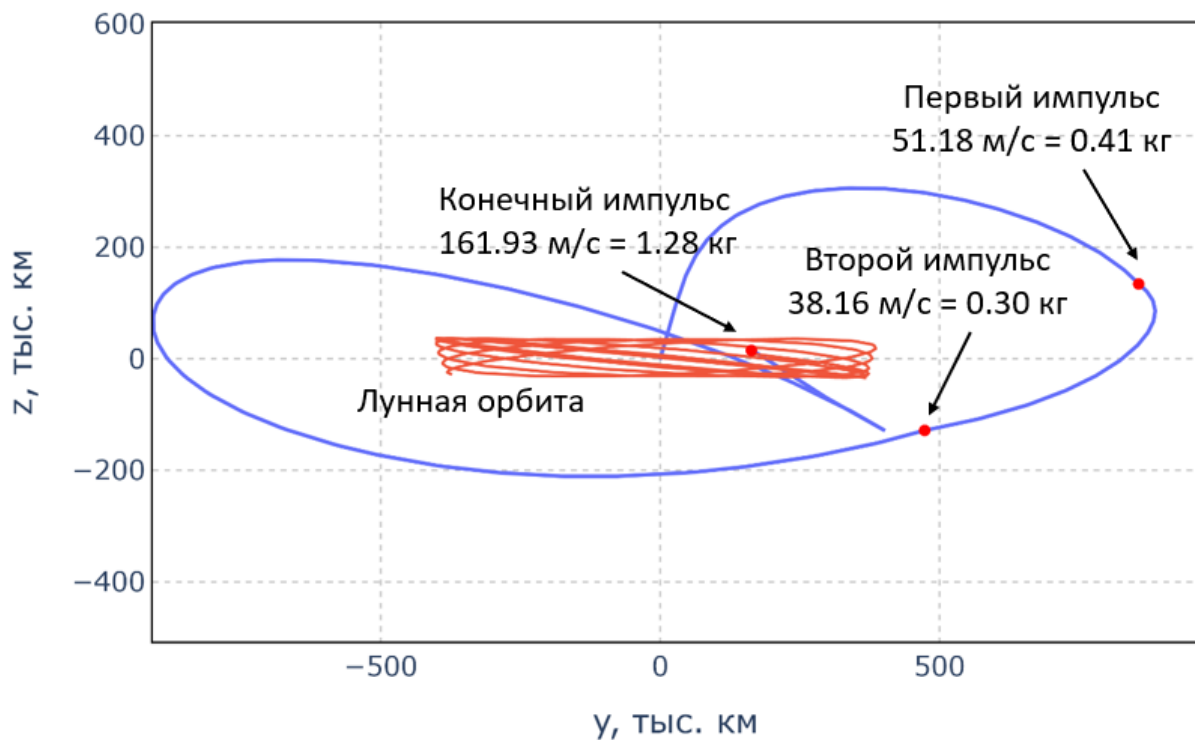


Рис. 10. Траектория Луника (синяя кривая) во вращающейся системе координат Солнце-Земля (вид в сторону Солнца). Орбита Луны за время полета аппарата показана оранжевым цветом. Красные точки обозначают места приложения импульсов

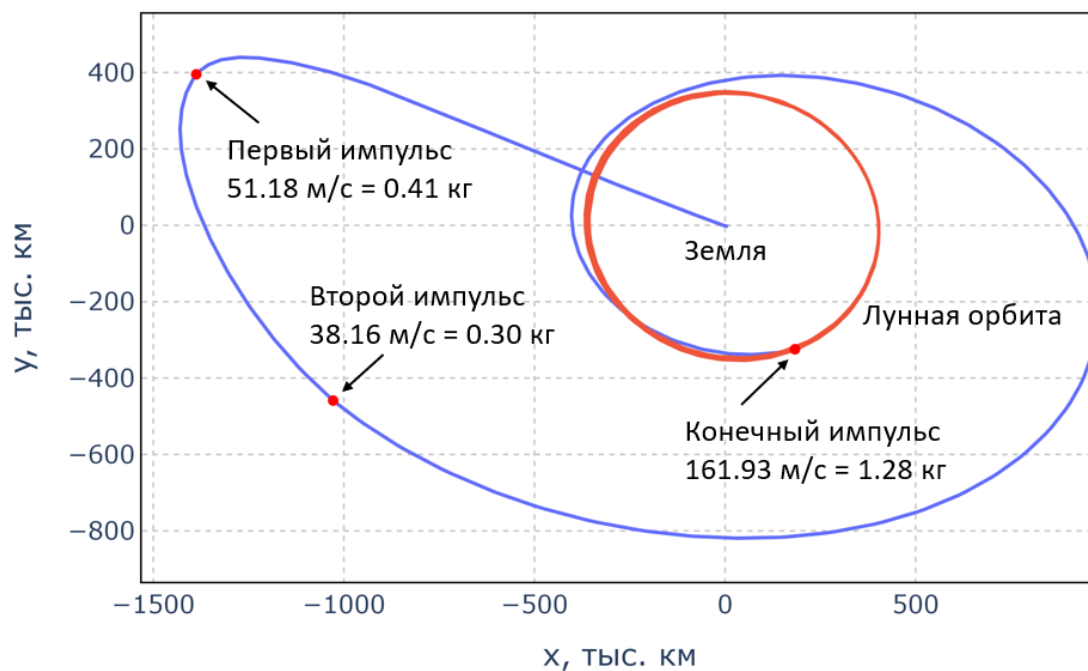


Рис. 11. Траектория Луника (синяя кривая) геоцентрической международной системе координат (GCRS) в проекции на экваториальную плоскость Земли. Орбита Луны за время полета аппарата показана оранжевым цветом. Красные точки обозначают места приложения импульсов

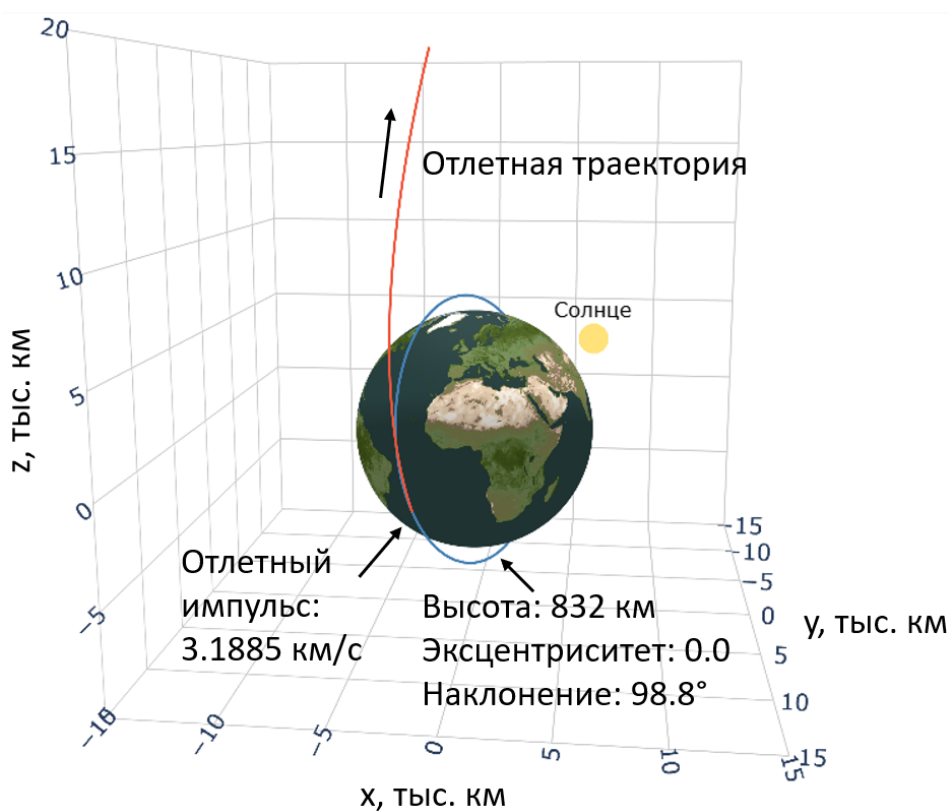


Рис. 12. Стартовая ССО (синяя кривая) и отлетная траектория (красная кривая) в геоцентрической международной системе координат (GCRS)

Выход на различные окололунные орбиты

Номинальная траектория, рассмотренная в предыдущем разделе, предполагает выход с импульсом на окололунную орбиту с эксцентриситетом 0.497, наклоном 92.47° и долготой восходящего узла 89.33° . Благодаря чувствительности обходной траектории малые импульсы в глубоком космосе способны изменить наклонение и долготу восходящего узла на десятки градусов. Эта особенность позволяет разводить аппараты, движущиеся по одной обходной траектории, на окололунные орбиты с различными наклонами и долготами восходящих узлов путем подачи различных импульсов в глубоком космосе. Таким образом, появляется возможность вывести аппараты на разные орбиты вокруг Луны за один запуск с Земли.

За основу возьмем посчитанную обходную траекторию до финального импульса и для простоты и определенности рассмотрим варианты выхода на *круговые* окололунные орбиты. Для этого построим сначала опорную траекторию перелета на круговую орбиту. Номинальную траекторию распространим до первого периселения (локально ближайшей точки к Луне) и приложим импульс, который переводит аппарат на круговую орбиту с радиусом, равным расстоянию до периселения. В результате получается окололунная орбита с большой полуосью 3855.074 км, наклоном 95.0° , долготой восходящего узла 70.17° . Выход на круговую орбиту соответствует эпохе 2029-02-10 23:47:17 UTC. Зная орбитальные элементы орбиты и эпоху, легко оценить элементы этой же орбиты на любую другую эпоху: большая полуось и наклонение на малых интервалах времени почти не меняются, а долгота восходящего узла изменяется за счет вращения Луны под орбитой. Всю эту эволюционирующую орбиту будет называть опорной.

Теперь изучим, какие отклонения от орбитальных элементов опорной орбиты можно получить, если прикладывать корректирующие импульсы на номинальной траектории. Корректирующий импульс будем делать позже второго импульса аппарата. Выбрав точку приложения корректирующего импульса, его величину и направление, построим баллистическую траекторию полета до первого периселения. В этой точке рассчитаем импульс, переводящий аппарат на круговую орбиту с радиусом, равным расстоянию до центра Луны в этой точке. Полученные орбитальные элементы сравним с орбитальными элементами опорной орбиты в соответствующий момент времени.

Исследование показывает, что чем раньше подается корректирующий импульс и чем больше его величина, тем сильнее можно изменить наклонение и долготу восходящего узла окололунной орбиты. На рисунке 13 показаны отклонения долготы восходящего узла и наклона от значений на опорной орбите при вариации времени подачи импульса величиной 0.5 м/с. Цвет соответствует моменту времени корректирующего импульса. Точки одного цвета получаются при вариации направления импульса. Время отсчитывается от старта у Земли. На рисунке 14 множество отклонений долготы восходящего узла

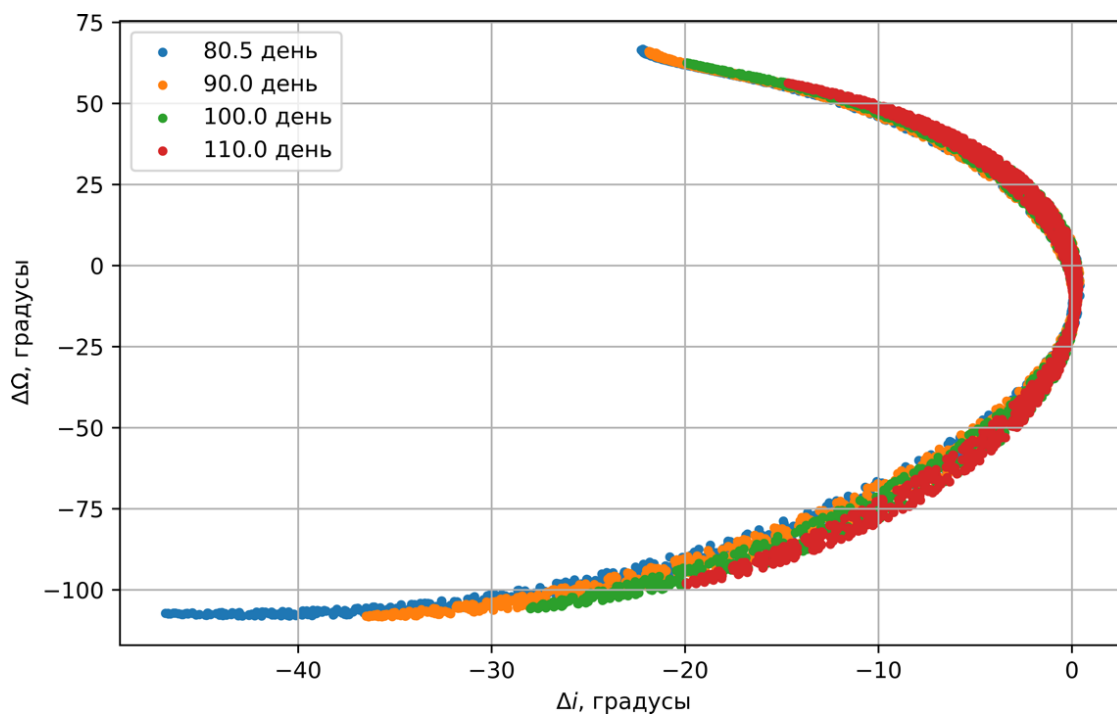


Рис. 13. Отклонения долготы восходящего узла и наклонения окололунной орбиты при вариации направления импульса 0.5 м/с для различных моментов его приложения

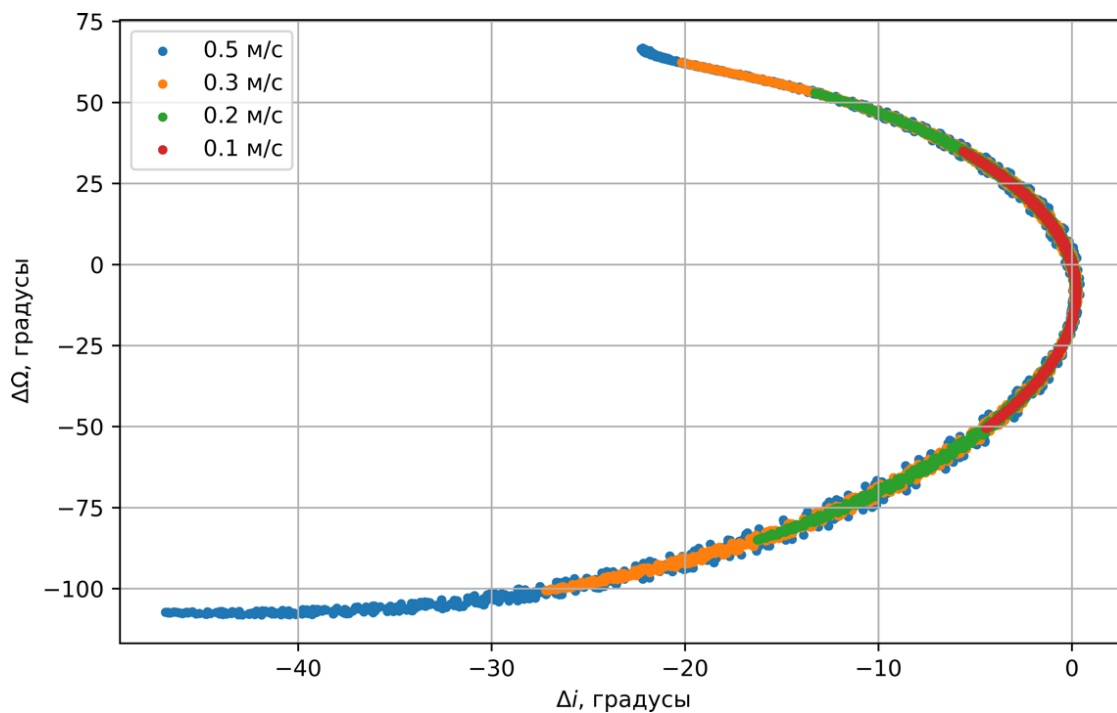


Рис. 14. Отклонения долготы восходящего узла и наклонения окололунной орбиты при вариации направления импульсов для различных величин импульса на 80.5 день перелета

и наклонения показаны для различных величин импульса для фиксированного момента их приложения (на 80.5-й день полета). Заметим, что радиусы круговых орбит, получаемых для различных корректирующих импульсов, вообще говоря, могут быть различны.

Рассмотрим теперь задачу развертывания окололунной спутниковой констелляции на двух орбитах в ортогональных плоскостях. Пусть на рассматриваемую выше номинальную траекторию с помощью разгонного блока запускаются два блока с несколькими идентичными малыми аппаратами по 108 кг каждый. Масса конструкции блока 100 кг. Блоки оснащены двигателем ТК500М с тягой в диапазоне 0.59-1.0 Н и удельным импульсом 214-220 с [22]. Блоки разделяются на участке между Землей и апогеем обходной траектории. Аппараты отделяются от блоков в окрестности Луны.

Будем искать корректирующие импульсы, которые приведут два блока аппаратов, движущихся изначально по одной и той же номинальной орбите, на круговые окололунные орбиты одной высоты, с близкими наклонениями и отличающимися на 90° долготами восходящих узлов. На рисунке 15 изображены отклонения по наклонению и долготе восходящего узла, соответствующие корректирующим импульсам, приложенным на 80.5-й день полета, величиной 0.11 м/с. В этом случае удастся подобрать две точки, близкие по наклонению и различающиеся по долготе восходящего узла на 90 градусов. Обе орбиты получаются околополярными.

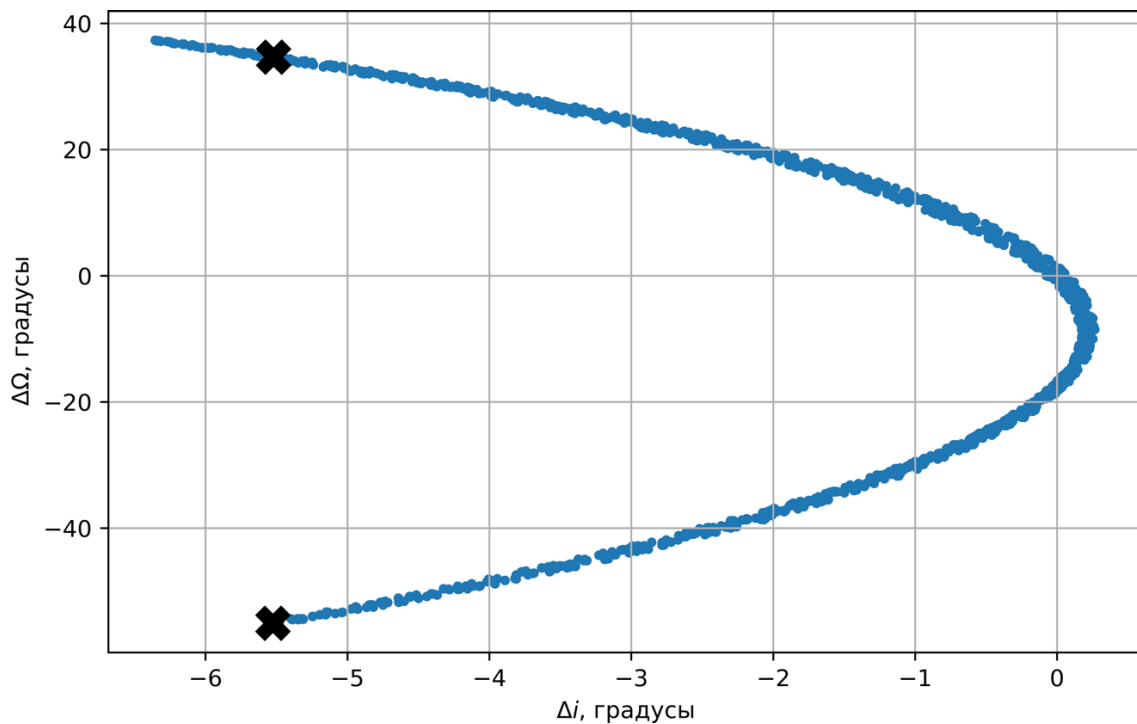


Рис. 15. Отклонения долготы восходящего узла и наклонения окололунной орбиты при вариации направления импульсов для корректирующего импульса величиной 0.11 м/с на 80.5 день перелета

Теперь необходимо рассчитать перелет с текущих орбит аппаратов на орбиты с одной и той же высотой. В зависимости от выбираемой высоты получаются различные затраты характеристической скорости, отличающиеся у аппаратов из разных блоков. Чем выше финальная орбита, тем меньше суммарные затраты на вывод на эту орбиту. В таблице 3 приведены орбитальные параметры финальных круговых орбит на высоте 10 тыс. км над лунной поверхностью. В таблице 4 дается сводка затрат на вывод блоков с аппаратами на эти орбиты. Первый столбец отвечает импульсу разгонного блока, который выводит связку из блоков на обходную траекторию, далее следуют два маневра, направляющих блоки на подходящие условия пролета Луны; эти маневры выполняет ТК500М. После второго маневра блоки каждый из блоков выполняет маневр с небольшой характеристической скоростью, но в различных направлениях, что способствует разведению блоков у Луны по орбитам с различными долготами восходящего узла. Далее блоки совершают маневр в периселении, чтобы обеспечить апоселений на высоте 10 тыс. км. После этого аппараты отделяются от блоков и маневрируют с помощью ЭРДУ на финальную орбиту, оценка характеристической скорости для этого приводится в последнем столбце таблицы 4.

Таблица 3

Орбитальные параметры финальных орбит блоков

	a , км	e	i , градусы	Ω , градусы
Блок 1	11738 км	0.0	89.5°	104.8°
Блок 2	11738 км	0.0	89.5°	15.1°

Таблица 4

Затраты на развертывание констелляции на двух орбитах

	Δv_{TLI} , км/с	Δv_{TSM1} , м/с	Δv_{TSM2} , м/с	Δv_{dep} , м/с	Δv_{LOI} , м/с	Δv_{circ} , м/с
Блок 1	3.19	51.18	38.16	0.11	199.07	197.88
Блок 2		51.18	38.16	0.11	243.49	52.29

Суммарные затраты характеристической скорости блока 1 равны 288.52 м/с (затраты составляют 13% от массы блока с аппаратами), у блока 2 – 332.94 м/с (15% от массы блока с аппаратами). Суммарные затраты характеристической скорости космических аппаратов (не считая фазирования на окололунной орбите) равны 197.88 м/с (1.58 кг) для аппаратов блока 1 и 52.29 м/с (418 г) для аппаратов блока 2.

Отметим, что перспективной представляется схема вывода аппаратов на специально выбранные окололунные орбиты с использованием эффекта Лидова-Козаи, который, благодаря возмущениям со стороны Земли, формирует орбиты в нужных плоскостях и требуемых размеров.

Заключение

Среди распространенных схем выведения малых аппаратов к Луне рациональной представляется схема с их попутным запуском на околоземную орбиту вместе с основной полезной нагрузкой, использованием разгонного блока для выхода на обходную траекторию перелета к Луне и применением электрореактивной двигательной установки для коррекции движения. Оценки показывают принципиальную осуществимость такой схемы выведения. Выбор обходной траектории обусловлен снижением требований к характеристической скорости при прибытии на окололунную орбиту, а также возможностью разворачивания малых аппаратов вокруг Луны на орбитах с различным наклоном или долгой восходящей узла. Приведен пример траектории перелета к Луне с импульсом 3.2 км/с, осуществляемым разгонным блоком, детерминированными корректирующими маневрами в глубоком космосе 30–50 м/с и маневром у Луны порядка 162 м/с. Время полета составляет 169 дней. Приведен пример использования чувствительности обходной траектории для разворачивания окололунной группировки из малых аппаратов.

Список литературы

- [1] J. Schoenmaekers. Post-launch Optimisation of the SMART-1 Low-thrust Trajectory to the Moon // Proceedings of the 18th International Symposium on Space Flight Dynamics (ESA SP-548), 11-15 October 2004, Munich, Germany, p. 505.
- [2] Belbruno E. A., Miller J. K. Sun-perturbed Earth-to-Moon transfers with ballistic capture // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1993. Vol. 16, №. 4. P. 770-775. <https://doi.org/10.2514/3.21079>.
- [3] Koon W. S. et al. Low energy transfer to the Moon // Celestial mechanics and dynamical astronomy. 2001. Vol. 81, №. 1-2. P. 63-73. <https://doi.org/10.1023/A:1013359120468>.
- [4] Ивашкин В.В. О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной // Доклады академии наук, 2002. Т. 387, №2, С. 196-199.
- [5] Topputo F. On optimal two-impulse Earth–Moon transfers in a four-body model // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2013. Vol. 117. P. 279-313. <https://doi.org/10.1007/s10569-013-9513-8>.
- [6] Tselousova A., Trofimov S., Shirobokov M., Ovchinnikov M. Geometric Analysis of Sun-Assisted Lunar Transfer Trajectories in the Planar Bicircular Four-Body Model // Applied Sciences, 2023. Vol. 13, №. 8. P. 4676. <https://doi.org/10.3390/app13084676>.
- [7] Scheuerle Jr S. T., Howell K. C., Davis D. C. Energy-informed pathways: A fundamental approach to designing ballistic lunar transfers // Advances in Space Research. 2024. In Press. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.07.035>.
- [8] Hatch S. et al. Trans-lunar cruise trajectory design of GRAIL (Gravity Recovery and Interior Laboratory) mission // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. 2–5 August 2010, Toronto, Ontario Canada, 2010. P. 8384. <https://doi.org/10.2514/6.2010-8384>.
- [9] Овчинников М.Ю., Корнеев К.Р., Перепухов Д.Г., Маштаков Я.В., Трофимов С.П., Петрукович А.А., Кораблев О.И., Зарубин Д.С., Н.В. Рябогин, Мамедов Т.Т., Кошлаков А.В., Юданов Н.А., Дронов П.А., Нестеренко А.Н., Приданников С.Ю., Толстель О.В., Шуршаков В.А., Иванова О.А. Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2024. № 44. С. 1-35. DOI: <https://doi.org/10.20948/prepr-2024-44>.
- [10] Продукция ОКБ Факел. URL: <https://fakel-russia.com/produkeciya> (дата обращения 26.11.2024).
- [11] Ovchinnikov Mikhail, Shirobokov Maksim, Trofimov Sergey, Barabash Stas, Atterwall Per-Erik, Low-Thrust Microspacecraft Delivery to a Lunar Orbit after the Launch to GTO or MEO, Proceedings of the 71st International Astronautical Congress, 12-14 October 2020 — IAC CyberSpace Edition, 12-14 October 2020, IAC-20-C1.4.13, 8p.

- [12] McIntosh D. M., Baker J. D., Matus J. A. The NASA cubesat missions flying on Artemis-1. Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Mission Lessons, SSC20-WKVII-02, 1–6 August 2020, Utah State University, Logan, UT.
- [13] Oguri K. et al. EQUULEUS trajectory design // The Journal of the Astronautical Sciences. 2020. Vol. 67, №. 3. P. 950-976. <https://doi.org/10.1007/s40295-019-00206-y>
- [14] Funase R. et al. EQUULEUS: Initial Operation Results of an Artemis-1 CubeSat to the Earth—Moon Lagrange Point // Proceedings of the 37th Annual Small Satellite Conference, Weekend Session 7: Year in Review - Research & Academia, Paper SSC23-WVII-03. 5–10 August 2023, Utah State University, Logan, Utah, UT. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2023/all2023/52/>.
- [15] Ширококов М.Г. Вывод малых космических аппаратов на отлетную траекторию от Земли в рамках попутного запуска на околоземную орбиту // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2025. № 29. 24 с. <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-29>.
- [16] Soyuz-2.1b rocket variant: [сайт]. URL: <https://russianspaceweb.com/soyuz2-1b.html> (дата обращения: 16.05.2025).
- [17] Разгонные блоки «Фрегат»: [сайт]. URL: <https://www.laspace.ru/ru/activities/products/sredstva-vyvedeniya/razgonnye-bloki-fregat/> (дата обращения: 16.05.2025).
- [18] Хахленкова А.А., Лопатин А.В. Обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии, 2018. Т. 2. № 3. С. 134–146. <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2018-3-134-146>.
- [19] Ширококов М.Г. Метод параллельной пристрелки в задачах механики космического полета // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. Москва, 23 – 26 января 2018 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С.86.
- [20] Моргунов Н.В., Ширококов М.Г. Двухуровневый параметрический метод оптимизации траектории перелета с малой тягой // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2024. № 56. С. 1-24. <https://doi.org/10.20948/prepr-2024-56>.
- [21] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2019. Т. 108. №3. С. 5–12.
- [22] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А., Каплин М.А., Приданников С. Ю. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов – опыт лётного применения и новые разработки // Космическая техника и технологии. 2023. №4 (43). С. 13–30.