

<u>ИПМ им.М.В.Келдыша РАН</u> • <u>Электронная библиотека</u> <u>Препринты ИПМ</u> • <u>Препринт № 28 за 2024 г.</u>





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

лунного буксира с электрореактивной двигательной установкой

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0 International

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Анализ траекторий легкого лунного буксира с электрореактивной двигательной установкой / М.Г. Широбоков [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2024. № 28. 23 с. <u>https://doi.org/10.20948/prepr-2024-28</u> <u>https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2024-28</u> Ордена Ленина ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ имени М.В.Келдыша Российской академии наук

М.Г. Широбоков, К.С. Суслов, М.Ю. Овчинников, П.А. Дронов, С.Ю. Приданников, А.Н. Нестеренко, О.В. Толстель

Анализ траекторий легкого лунного буксира с электрореактивной двигательной установкой

М.Г. Широбоков, К.С. Суслов, М.Ю. Овчинников, П.А. Дронов, С.Ю. Приданников, А.Н. Нестеренко, О.В. Толстель

Анализ траекторий легкого лунного буксира с электрореактивной двигательной установкой

Работа посвящена разрабатываемому проекту легкого лунного буксира с электрореактивной двигательной установкой для перемещения грузов между перспективными околоземными и окололунными станциями. Цель работы состоит в определении диапазонов характеристик траекторий перелета с учетом реалистичных диапазонов исходных параметров: параметров двигателя, массы аппарата, даты и условий старта. Приводятся облик и характеристики лунного буксира, параметры солнечных батарей, режимы работы двигателей. Кратко описывается схема полета и используемый метод проектирования траекторий перелета между околоземными и окололунными орбитами. Приводятся и обсуждаются результаты проектирования траекторий перелета в зависимости от даты старта, режима работы двигателей, начальной массы аппарата.

Ключевые слова: лунный буксир, космический аппарат, малая тяга, Российская орбитальная станция, окололунная орбитальная станция

M.G. Shirobokov, K.S. Suslov, M.Yu. Ovchinnikov, P.A. Dronov, S.Yu. Pridannikov, A.N. Nesterenko, O.V. Tolstel Transfer analysis of a light lunar tug with an electric propulsion

The work focuses on developing a lightweight lunar tug with an electric propulsion system for transporting cargo between promising near-Earth and nearlunar stations. The aim is to determine the ranges of transfer trajectory characteristics, considering realistic initial parameters: engine specifications, vehicle mass, launch date, and conditions. The lunar tug's design, solar panel parameters, and engine operating modes are provided. The flight scheme and method for designing transfers between near-Earth and near-Moon orbits are briefly described. The results of designing trajectories based on launch date, engine mode, and initial mass are presented and discussed.

 $Key\ words:$ lunar tug, spacecraft, low thrust, Russian orbital station, lunar orbital station

1. Введение

В настоящее время становятся актуальными вопросы проектирования систем транспорта для перемещения грузов между околоземными и окололунными орбитами. Эти системы необходимы для решения научных задач, связанных с освоением Луны человеком, созданием окололунных орбитальных станций и лунных баз. Создание транспортных систем ставит перед исследователями и конструкторами ряд задач, связанных не только с технологической составляющей таких систем, но и с механико-динамическими аспектами, такими как выбор опорных и целевых орбит, проектирование траекторий перелета, максимизация массы полезной нагрузки, оценка окон старта, времени полета и затрат топлива. С технологической точки зрения значительного повышения массы доставляемой полезной нагрузки удается добиться благодаря использованию электрореактивных двигателей с высоким удельным импульсом. По сравнению с ракетными двигателями на основе жидкого топлива, сила тяги электрореактивных двигателей существенно ниже, поэтому траектории перелета представляют собой спирали, а время полета варьируется в пределах от десятков до сотен дней полета. Приведем несколько примеров отечественных и зарубежных исследований по проектированию лунных буксиров на основе двигателей с высоким удельным импульсом.

В работе [1] рассматриваются проектный облик солнечного буксира мощностью 400 кВт и варианты элементов энергодвигательного комплекса и приводятся результаты расчетов параметров системы для обеспечения потока на геостационарную и окололунную орбиты. Так, например, в однопусковой схеме доставки грузов на низкую окололунную орбиту масса полезной нагрузки приближенно равна 32 т, масса ксенона в электродвигательной установке равна 21.6 т, а длительность доставки составляет 13 месяцев. Использование маршевой электродвигательной установки позволяет существенно уменьшить массовые затраты на межорбитальные перелеты за счет большого удельного импульса. В [1] в качестве такого двигателя предлагается использовать перспективный ДАС-200 [2], разрабатываемый в РКК «Энергия», с мощностью 25 кВт, тягой 1.27–2.04 Н и удельным импульсом 15–30 км/с.

В работе [3] проводится проектно-баллистический анализ перелетов электрореактивного буксира мощностью 400 кВт с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту, низкую окололунную орбиты и в точки либрации с возвращением на опорную орбиту. Рассматриваются 14 проектных вариантов с различной суммарной силой тяги и удельным импульсом. Поиск оптимального управления вектором тяги в задаче перелета на окололунную орбиту высотой 100 км осуществляется в рамках круговой ограниченной задачи трех тел с помощью принципа максимума Понтрягина. Приводятся зависимости массы полезной нагрузки и длительности перелета для каждой проектной схемы. Расчеты показали, что достичь низких окололунных орбит и точек либрации можно за 200—900 суток, а масса полезной нагрузки варьируется соответственно от 2 до 18 т. Отмечается, что наиболее приемлемыми проектными вариантами двигательной системы являются варианты с удельными импульсами от 35 до 64 км/с, суммарной силой тяги от 8 до 13 H с соответствующими массой полезной нагрузки от 10.4 т до 16.7 т и длительностью перелета с возвращением от 350 до 670 суток. Для других вариантов получается либо высокая длительность перелета с возвращением, либо низкая масса полезной нагрузки.

В настоящее время проводятся опытно-конструкторские работы «Нуклон» по космическому комплексу с ядерной энергетической установкой разрабатываемого в России аппарата «Зевс» для научных исследований Луны [4], но общедоступные публикации с исследованиями динамических аспектов проекта на момент публикации данной работы отсутствуют. Согласно техническому заданию, буксир должен доставлять с околоземной орбиты высотой 900 км и наклонением 51.7° на окололунную орбиту полезную нагрузку до 10 т не более чем за 200 дней. Параметры окололунной орбиты не уточняются.

В работе [5] предлагается транспортная система MOONPORT перевозок в окололунное пространство, предназначенная для грузовых миссий с полезной нагрузкой до 8 тонн. Выявлена рыночная возможность для услуг перевозок в окололунное пространство в первую очередь для грузовых и потенциально будущих пилотируемых миссий. Система основана на заправляемом космическом буксире, использующем химико-электрическую двигательную установку. Сухая масса установки равна 1169.1 кг, масса жидкого топлива — 17019 кг, масса топлива для электрореактивных двигателей — 480 кг, масса полезной нагрузки находится в пределах от 3204 кг до 8000 кг. Перелет MOONPORT между Землей и Луной подразумевает использование низкоэнергетических перелетов, позволяющих еще больше понизить затраты топлива и увеличить тем самым массу полезной нагрузки. Рассматривается следующая схема перелета: 1) перелет с низкой околоземной орбиты высотой 167 км и наклонением 5.16° на высокую эллиптическую околоземную орбиту с высотой перицентра 260 км и высотой апоцентра 60000 км с использованием большой тяги, 2) перелет с высокой орбиты на низкую окололунную орбиту по низкоэнергетической траектории с использованием малой тяги, 3) понижение окололунной орбиты до круговой орбиты высотой 50 км, 4) перелет на низкую круговую околоземную орбиту высотой 1200 км с использованием малой тяги по низкоэнергетической траектории для заправки.

В работе [6] описывается многоразовая транспортная система Lunar Space Tug для обеспечения непрерывной и устойчивой связи между Землей и орбитальной лунной станцией Lunar Gateway. Предполагается, что перелеты будут осуществляться с низкой околоземной орбиты, геопереходной орбиты или геостационарной орбиты, а целевой орбитой будет почти прямолинейная

гало-орбита (near-rectilinear halo orbit, NRHO). Буксир предлагается снабдить холловскими двигателями малой тяги. Для проведения моделирования с различными типами топлива, активными участками тяги, количеством двигателей, а также массой полезной нагрузки было разработано программное обеспечение MultidisciplinAry desiGN Electric Tug tOol (MAGNETO) [6], выполняющее предварительный анализ миссии. Этот программный инструмент, помимо прочего, реализует возможность использования закона управления тягой, аналогичного принятому для SMART-1 [7] и в результате оказавшемуся эффективным с точки зрения экономии топлива [8]. В статье отмечается, что ключевой причиной экономии топлива SMART-1 было то, что большая часть тяги была сосредоточена вблизи перигея на большей части траектории [8]. В исследовании [6], кроме того, предлагается эвристический метод оптимизации траектории, описываются модели движения, представлен пример траектории и определения массовых параметров. Получены следующие значения массовых параметров: масса груза составляет 5.4 т, сухая масса – 5.9 т, полная масса – 13.6 т, масса необходимого для перемещения с геопереходной орбиты на NRHO топлива – 1.3 т, масса требуемого для перемещения с NRHO на геопереходную орбиту топлива — 0.8 т, общая мощность — 171 кВт. Продолжительность полета с геопереходной орбиты до NRHO составляет 60 суток. Параметры двигательной установки таковы: четыре двигателя, удельный импульс двигателя — 2100 с, тяга двигателя — 1.05 H, мощность двигателя — 18 кВт.

В работе [9] рассматриваются четыре сценария использования предполагаемого буксира на основе холловских двигателей НТ20k мощности 20 кВт, разработанных компанией SITAEL [10]: перелет с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту, перелет с NRHO на низкую окололунную орбиту, перелет с высокой орбиты вокруг Марса на низкую орбиту вокруг Марса, перелет с геопереходной орбиты на NRHO. Для перелета с геопереходной орбиты на NRHO приводятся предварительные расчеты массового бюджета, времени перелета, полной мощности для трех различных сценариев времени пребывания экипажа на окололунной орбитальной станции: 30 дней, 60 дней, 90 дней. Показано, что в зависимости от полной силы тяги и числа используемых двигателей время перелета может составлять от 350 до 500 дней, полная масса варьируется, соответственно, в пределах от 9 т до 26 т. В статье не приводятся методы проектирования траекторий перелета, но отмечается использование программного инструментария Mission and Space Systems (MISS) [11].

В работе [12] приводится предварительный анализ траекторий перелета с орбиты 407 км × 36470 км на низкую окололунную орбиту и NRHO с использованием ядерных ракетных двигателей, которые имеют удельный импульс ниже, чем электрореактивные двигатели, но выше, чем химические ракетные двигатели, и силу тяги выше, чем электрореактивные двигатели. Результаты расчетов показывают, что благодаря использованию низкоэнергетических траекторий перелета (weak stability boundary, WSB) можно доставить на низкую окололунную орбиту 112 т полезной нагрузки за 117 дней. Прямой перелет на ту же орбиту за 4.8 дней позволяет доставить 98 т полезной нагрузки. На NRHO вдоль низкоэнергетических траекторий можно доставить 220 т полезной нагрузки за 119 дней, а прямой перелет позволяет доставить 132 т полезной нагрузки за 5 дней.

Настоящая работа посвящена разрабатываемому проекту легкого лунного буксира, оснащенного электрореактивной двигательной установкой для перемещения грузов между перспективными околоземными и окололунными станциями. В отличие от предыдущих работ, здесь интерес направлен на проектирование траекторий перелета легкого буксира (с минимальным числом двигателей — тремя) с орбиты перспективной Российской орбитальной станции на потенциальную высокую полярную круговую окололунную орбиту [13, 14] с использованием двигателей малой тяги СПД-230 ОКБ «Факел» [15]. Создание такого легкого буксира позволило бы отработать технологию перевозки грузов между Землей и Луной [16]. Проработка лунного буксира приобретает особую актуальность в свете амбициозного проекта Международной научной лунной станции, требующего объемных транспортных операций по доставке грузов с Земли на Луну. Для этого необходима предварительная отработка технологий доставки, включая проведение динамических операций по обеспечению перелета. Использование легкого буксира позволит выполнить эту задачу более экономично и быстро.

Цель работы состоит в определении диапазонов характеристик траекторий перелета с учетом реалистичных диапазонов исходных параметров: параметров двигателя, массы аппарата, даты и условий старта. В разделе 2 даются облик и характеристики лунного буксира, параметры солнечных батарей, режимы работы двигателей. В разделе 3 кратко описываются схема полета и используемый метод проектирования траекторий перелета между околоземными и окололунными орбитами. В разделе 4 приводятся и обсуждаются результаты проектирования траекторий перелета в зависимости от даты старта, режима работы двигателей, начальной массы аппарата. В заключении приводятся основные выводы работы.

2. Облик и характеристики лунного буксира

Рассматриваемый легкий лунный буксир схематически изображен на рисунках 1 и 2. Буксир условно состоит из двигательной установки, панелей солнечных батарей, полезной нагрузки и служебных систем.

Двигательная установка состоит из топливных баков, фермы, системы питания и управления, трех двигателей СПД-230 и служебных элементов. Ее масса без топливных баков оценивается в 1030 кг. Масса одного топливного бака равна 47 кг, а топлива (ксенона) помещается в такой бак до 570 кг. В данной работе рассматриваются буксиры с тремя, четырьмя и пятью баками, поэтому масса баков с топливом оценивается в 1851 кг, 2468 кг или 3085 кг соответственно.

Рассматриваются два режима работы двигателей СПД-230: с максимальной силой тяги (режим «сила тяги») и максимальным удельным импульсом (режим «удельный импульс»). В первом режиме двигатель имеет силу тяги 1238 мH, удельный импульс 2807 с и мощность 25 кВт. Во втором режиме сила тяги двигателя равна 804 мH, удельный импульс равен 3297 с, мощность равна 20 кВт.

Для обеспечения двигателей энергией рассматриваются солнечные батареи на основе кремния с удельной мощностью 165 Вт/м² (с учетом КПД преобразователя в 85%). Площадь панелей для работы трех двигателей в первом режиме (75 кВт) равна 455 м², а во втором (60 кВт) – 365 м². С учетом удельной массы панели 1.5–2.0 кг/м² массы панелей оцениваются в 547–730 кг и 682–910 кг в зависимости от размера и удельной массы. В действительности следует учитывать также и массу каркаса, который становится существенным для панелей такого большого размера. Поэтому итоговые массы панелей могут быть равны 1000–2000 кг.

С учетом приведенных выше оценок масса всего космического аппарата рассматривается в диапазоне от 5000 кг до 10000 кг, что соответствует реактивному ускорению в диапазоне от 0.24 мм/с² до 0.74 мм/с² в зависимости от режима двигателей и массы аппарата.

3. Схема полета и метод проектирования траектории

Исходной орбитой считается орбита перспективной Российской орбитальной станции: круговая орбита высотой 300—350 км и наклонением 97—98°. Для определенности рассматривается орбита с высотой 325 км и наклонением 97.5°. Целевой окололунной орбитой считается полярная круговая орбита высотой 10 тыс. км.

В настоящей работе применяется трехэтапная схема проектирования траектории: на каждом этапе проектируется один из трех участков траектории. На первом участке аппарат выводится за пределы радиационных поясов, чтобы защитить от повреждений солнечные батареи, интегральные схемы и датчики. На втором участке происходят дальнейшая раскрутка орбиты, поднятие перицентра и апоцентра орбиты и транзит через окрестность точки либрации L_1 системы Земля—Луна в окололунную область. На третьем участке происходит скрутка к целевой орбите вокруг Луны.

На каждом участке используется своя функция управления. На первом участке при старте с околокруговой орбиты с целью скорейшего выхода за пределы радиационных поясов тяга всюду, кроме теневых участков, направ-



Рис. 1. Облик предполагаемого легкого лунного буксира (общий вид).



Рис. 2. Облик предполагаемого легкого лунного буксира (вид вблизи со стороны двигателей).

ляется вдоль скорости аппарата. На втором участке строится управление на основе метода Ляпунова, отображающее геоцентрические орбитальные элементы в тягу и переводящее аппарат с околоземной орбиты в конце первого участка в окрестность точки либрации L_1 . На третьем участке строится управление на основе метода Ляпунова, отображающее селеноцентрические орбитальные элементы в тягу и переводящее аппарат из окрестности точки либрации L_1 на целевую окололунную орбиту. Построение всей траектории перелета осуществляется по порядку: сначала строится траектория перелета на первом участке, затем на втором участке, затем на третьем участке.

Перейдем к деталям проектирования участков.

3.1. Первый участок траектории.

Уравнения движения на первом участке записываются в геоцентрической небесной системе координат (geocentral celestial reference system, GCRS) и выглядят следующим образом:

$$\dot{\bm{r}} = \bm{v}, \ \dot{\bm{v}} = -\mu_E \bm{r}/r^3 + \bm{F}/m + \bm{a}_{J2} + \bm{a}_{atm}, \ \dot{m} = -F/v_{ex},$$

где $\mathbf{r} = [x, y, z]$ — радиус-вектор аппарата, $r = |\mathbf{r}|$, $\mathbf{v} = [v_x, v_y, v_z]$ — вектор скорости аппарата, m — масса аппарата, $\mu_E = 3.9860044 \times 10^5 \text{ км}^3/\text{c}^2$ — гравитационный параметр Земли, \mathbf{F} — реактивная сила тяги двигательной установки, $F = |\mathbf{F}|$, $v_{\text{ex}} = I_{\text{sp}}g$ — скорость истечения вещества из двигателей, I_{sp} — удельный импульс двигателей, $g = 9.80665 \text{ м/c}^2$. Ускорение \mathbf{a}_{J2} , вызванное второй зональной гармоникой геопотенциала, вычисляется по формуле

$$\boldsymbol{a}_{J2} = -\frac{3\mu_E J_2 R_E^2}{2r^4} \begin{bmatrix} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) \frac{x}{r} \\ \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) \frac{y}{r} \\ \left(3 - \frac{5z^2}{r^2}\right) \frac{z}{r} \end{bmatrix},$$

где $J_2 = 1.0826 \times 10^{-3}$, $R_E = 6378.13$ км — экваториальный радиус Земли. Ускорение a_{atm} , вызванное силой сопротивления атмосферы Земли, вычисляется по формуле

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{atm}} = -f\boldsymbol{v}/v,$$

где $v = |\boldsymbol{v}|$ — скорость аппарата и

$$f = \frac{c_x A v^2}{2M} \rho_l \left(\frac{\rho_h}{\rho_l}\right)^{(D-D_0)/(D_1-D_0)},\tag{1}$$

 c_x — коэффициент лобового сопротивления, A — характерная площадь поперечного сечения аппарата. Формула (1) представляет кусочно-экспоненциальную модель атмосферы и дает величину возмущающего ускорения на высоте

 $D \in [D_0, D_1]$ с учетом пары плотностей ρ_l и ρ_h на высотах D_0 и D_1 соответственно. Величины для плотностей, используемые в данной работе, соответствуют высотным профилям модели JB2008 и могут быть найдены в COSPAR International Reference Atmosphere 2012 [17]. На высоте более 900 км полагается f = 0. В качестве управления $\mathbf{F}(\mathbf{x})$ рассматривается функция:

$$\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}) = \left\{ \begin{array}{ll} F_{\max} \boldsymbol{v} / |\boldsymbol{v}|, & \text{аппарат не в тени Земли,} \\ 0, & \text{аппарат в тени Земли,} \end{array} \right.$$

где условие пребывания в тени определяется неравенством

$$rac{oldsymbol{r}_S}{|oldsymbol{r}_S|}\cdotrac{oldsymbol{r}}{r}\leq-\sqrt{1-rac{R_E^2}{r^2}},$$

где r_S — радиус-вектор центра масс Солнца относительно Земли.

Начальные условия первого участка определяются моментом времени t_0 и орбитальными элементами: большой полуосью a, эксцентриситетом e = 0, наклонением i, долготой восходящего узла Ω и аргументом широты u. В этой работе аргумент широты всегда выбирается равным нулю в момент старта. Начальный фазовый вектор, таким образом, параметризуется только долготой восходящего узла. В сочетании с начальным моментом времени t_0 он определяет теневые условия на первом участке полета. Уравнения движения с указанным выше управлением интегрируются численно до тех пор, пока радиус перицентра оскулирующей орбиты не достигнет 40 тыс. км. Момент времени в конце первого участка обозначим t_1 .

3.2. Второй участок траектории.

На втором этапе траектории уравнения движения аппарата записываются в геоцентрических равноденственных элементах орбиты:

$$\frac{d\mathbf{c}\mathbf{e}}{dt} = \mathbf{K}\mathbf{a}, \quad \frac{dL}{dt} = \frac{\xi^2}{h^3\mu_E} + \frac{h\eta}{\xi} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{a}, \quad \frac{dm}{dt} = -\frac{F}{v_{\text{ex}}}, \quad (2)$$

где

$$\mathbf{e} = [h, e_x, e_y, i_x, i_y]^T,$$

$$\xi = 1 + e_x \cos L + e_y \sin L,$$

$$\eta = i_x \sin L - i_y \cos L,$$

$$\phi = (1 + i_x^2 + i_y^2)/2$$

и матрица

$$\boldsymbol{K} = \frac{h}{\xi} \begin{bmatrix} 0 & h & 0\\ \xi \sin L & (\xi+1)\cos L + e_x & -e_y\eta\\ -\xi \cos L & (\xi+1)\sin L + e_y & e_x\eta\\ 0 & 0 & \phi \cos L\\ 0 & 0 & \phi \sin L \end{bmatrix}$$

В этих уравнениях ускорение $\boldsymbol{a} = [a_r, a_t, a_b]$ выражается в орбитальной системе координат и включает ускорение тяги $\boldsymbol{a}_T = \boldsymbol{F}/m$ и ускорения возмущающих сил, действующих на аппарат. Равноденственные элементы $h, e_x, e_y,$ i_x, i_y и истинная долгота связаны с фокальным параметром p, эксцентриситетом e, наклонением i, долготой восходящего узла Ω , аргументом широты ω и истинной аномалией θ формулами

$$h = \sqrt{p/\mu_E}, \ e_x = e \cos(\Omega + \omega), \ e_y = e \sin(\Omega + \omega),$$
$$i_x = \operatorname{tg}(i/2) \cos\Omega, \ i_y = \operatorname{tg}(i/2) \sin\Omega, \ L = \theta + \omega + \Omega.$$

Уравнения движения на этом участке учитывают возмущения от Луны

$$\boldsymbol{a}_{M} = \frac{\mu_{M}}{|\boldsymbol{r}_{M} - \boldsymbol{r}|^{3}} (\boldsymbol{r}_{M} - \boldsymbol{r}) - \frac{\mu_{M}}{|\boldsymbol{r}_{M}|^{3}} \boldsymbol{r}_{M}, \qquad (3)$$

где r_M — радиус-вектор центра масс Луны, $\mu_M = 4.9028002 \times 10^3 \text{ км}^3/\text{c}^2$ — гравитационный параметр Луны. В качестве управления рассматривается управление на основе метода Ляпунова:

$$\boldsymbol{F} = \frac{\boldsymbol{w}}{|\boldsymbol{w}|} \frac{F_{\max}}{k} \min(k, |\boldsymbol{w}|), \ \boldsymbol{w} = -\boldsymbol{K}^T \boldsymbol{C}^T (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^t), \ k \ll 1,$$
(4)

где \mathbf{e} – текущий вектор орбитальных элементов, \mathbf{e}^t – целевой вектор орбитальных элементов, k – малое число ($k = 10^{-3}$ для определенности), C – диагональная положительно определенная матрица. Легко показать, что это управление обеспечивает сходимость $\mathbf{e} \to \mathbf{e}^t$, лишь только $|\mathbf{w}| > 0$. Если $|\mathbf{w}| = 0$, то считается $\mathbf{F} = 0$, причем $|\mathbf{F}| \sim |\mathbf{w}|$ при $|\mathbf{w}| < k$. Отметим, что равенство $|\mathbf{w}| = 0$ возможно не только при $\mathbf{e} = \mathbf{e}^t$ и полностью устранить расхождение между орбитальными элементами обычно не удается, но это и не требуется, если достаточно выйти в окрестность целевой орбиты. Наперед отметим, что в этом исследовании участки с $|\mathbf{w}| < k$ встречаются редко, длятся непродолжительно и могут быть заменены на участки с релейным управлением.

Пусть T_2^p – прогнозируемое время полета на втором этапе. На момент времени $t_2^p = t_1 + T_2^p$ рассчитываются радиус-вектор $\mathbf{r}_M(t_2^p)$ и вектор скорости $\mathbf{v}_M(t_2^p)$ Луны. Фазовое состояние $[0.84\mathbf{r}_M(t_2^p), 0.84\mathbf{v}_M(t_2^p)]$ назначается целевой точкой перелета второго этапа (условная «точка либрации L_1 »). Этой точке соответствуют некоторые элементы орбиты и истинная долгота $[\mathbf{c}^t(t_2^p), L^t(t_2^p)]$. Уравнения движения численно интегрируются сначала пассивно в течение времени τ_2 , а затем со стабилизирующим управлением в течение времени $T_2^p - \tau_2$ с начальными условиями t_1 , $[\mathbf{c}_1, L_1]$ и единичной матрицей C до выполнения условий $\max_i |\mathbf{c}_i - \mathbf{c}_i^t(t_2^p)| < 10^{-2}$, $|\cos L - \cos L^t(t_2^p)| < 10^{-2}$, $|\sin L - \sin L^t(t_2^p)| < 10^{-2}$. Получившееся время перелета обозначим за T_2 . Параметры τ_2 и T_2^p подбираются численно до тех пор, пока разность $T_2 - T_2^p$ не станет достаточно малой.

3.3. Третий участок траектории.

На третьем участке траектории уравнения движения записываются аналогично уравнениям (2) для второго участка траектории, но определяются по отношению к селеноцентрической небесной системе координат (selenocentral celestial reference system, SCRS). Учитывается возмущение только от гравитационного притяжения Земли, записываемое аналогично (3). Управление строится по тем же формулам (4), но теперь целевые орбитальные элементы \mathbf{e}^t соответствуют целевой окололунной орбите.

Начальным условием на третьем участке является момент времени $t_2^p = t_1 + T_2^p$, а состоянием является финальный фазовый вектор [\mathbf{e}_2, L_2], соответствующий состоянию после интегрирования на втором участке. Обозначим за \mathbf{e}^t значения орбитальных элементов целевой окололунной орбиты. Пусть T_3^p — прогнозируемое время полета на втором этапе. Уравнения движения численно интегрируются со стабилизирующим управлением в течение времени T_3^p с начальными условиями t_2^p , [\mathbf{e}_2, L_2] и единичной матрицей C до выполнения условий $\max_i |\mathbf{e}_i - \mathbf{e}_i^t(t_3^p)| < 10^{-2}, t_3^p = t_2^p + T_3^p$. Получившееся время перелета обозначим за T_3 .

4. Результаты расчетов

4.1. Первый этап перелета.

В зависимости от даты и времени старта и начального значения долготы восходящего узла траектория аппарата с различной продолжительностью будет находиться в тени Земли. Чем продолжительнее аппарат пребывает в тени, тем больше времени необходимо для достижения перицентрального расстояния в 40 тыс. километров. Кроме того, тяга, действующая вне тени, может вызвать более значительное повышение апоцентра, нежели перицентра, что приводит к увеличению продолжительности полета на первом этапе.

На рисунке 3 показаны графики времени полета и массовых затрат в зависимости от начального значения долготы восходящего узла для даты старта 1 января 2025 г., режима двигателей с высокой силой тяги, начальной массы аппарата 6000 кг. Разница между максимальным и минимальным временем полета равна 19 дней, а разница в относительных затратах топлива составляет 0.5%. На рисунке 4 показаны те же зависимости для режима двигателей с высоким удельным импульсом. Здесь разница между максимальным и минимальным временем полета равна 26.44 дней, а разница в относительных затратах топлива составляет 0.35%.

Для минимизации времени полета и массовых затрат на первом участке целесообразно подбирать долготу восходящего узла орбиты в начальный момент времени таким образом, чтобы орбита меньше всего пересекала тень.



Рис. 3. Время полета и относительные массовые затраты на первом этапе перелета в зависимости от долготы восходящего узла в режиме двигателя с высокой силой тяги для аппарата массой 6000 кг.



Рис. 4. Время полета и относительные массовые затраты на первом этапе перелета в зависимости от долготы восходящего узла в режиме двигателя с высоким удельным импульсом для аппарата массой 6000 кг.

Такую «оптимальную» долготу восходящего узла можно подобрать на любую дату. Действительно, пусть t_0 – момент времени старта. Обозначим $\mathbf{r}_S(t_0)$ – радиус-вектор Солнца относительно Земли в момент t_0 и $\mathbf{e}_S(t_0) = \mathbf{r}_S/|\mathbf{r}_S| = [e_S^x, e_S^y, e_S^z]$ – направление на Солнце. Тогда «оптимальную» долготу восходящего узла в системе координат GCRS можно вычислить по формулам

$$\Omega^*(t_0) = \operatorname{arctg2}(e_S^y, e_S^x) - \pi/2 \mod 2\pi, \ e_S^y \ge 0,$$

$$\Omega^*(t_0) = \operatorname{arctg2}(-e_S^y, -e_S^x) - \pi/2 \mod 2\pi, \ e_S^y < 0.$$

Здесь $\operatorname{arctg2}(y,x)$ — функция, сопоставляющая точке (x,y) декартовой плоскости угол $\varphi \in [-\pi,\pi)$ полярной системы координат.

Так, например, дате старта 1 января 2025 года соответствует долгота восходящего узла 11.39° в системе GCRS. На графиках 3 и 4 это соответствует минимальным времени полета и массовым затратам, причем в случае режима с максимальной силой тяги аппарат вовсе не попадает в тень Земли. Другое локально оптимальное с точки зрения времени полета и массовых затрат топлива решение наблюдается для долготы, на 180 градусов отличающейся от рассчитанной по формулам выше. При вариации долготы восходящего узла время полета варьируется в пределах 19 дней (режим высокой силы тяги) и 27 дней (режим высокого удельного импульса), а массовые затраты от выбора долготы восходящего узла практически не зависят. Расчеты показали, что для режима высокой силы тяги при оптимальном выборе долготы восходящего узла по приведенным формулам время полета на первом этапе и массовые затраты не зависят от даты старта. В режиме высокого удельного импульса наблюдаются вариации времени полета в интервале 123.2–125 дней и вариации затрат топлива в интервале 13.19–13.28%.

В таблице 1 приводятся характеристики рассчитанных на первом этапе траекторий для различных стартовых масс аппарата: 5000 кг, 6000 кг, 7000 кг, 8000 кг, 9000 кг и 10000 кг, дат старта: 01.01.2025 + 7.5 × 0, 1, 2, 3, 4 дней и режимов двигателей. Долгота восходящего узла здесь и всюду далее в работе выбиралась оптимальной по формулам выше.

4.2. Второй этап перелета.

Далее были проанализированы траектории перелета на втором этапе движения — от промежуточной орбиты с радиусом перицентра 40 тыс. км, достигнутой после первого этапа, до окрестности точки либрации L_1 . При этом в начале *первого* этапа варьировались начальные массы аппарата: 5000 кг, 6000 кг, 7000 кг, 8000 кг, 9000 кг и 10000 кг, даты старта: 01.01.2025 + 7.5 × 0, 1, 2, 3, 4 дней и режимы двигателей. Характеристики рассчитанных траекторий приведены в таблице 2.

На втором этапе для всех указанных случаев также была решена задача поиска оптимального по затратам топлива управления, переводящая аппарат между найденными состояниями за то же время полета в модели двигателя с

	Режим «сила тяги»	Режим «удельный импульс»
5000 кг	66 дней, 766 кг	102 дня, 659 кг
6000 кг	79 дней, 918 кг	124 дня, 793—795 кг
7000 кг	92 дня, 1071 кг	145—146 дней, 927—930 кг
8000 кг	105 дней, 1224 кг	167 дней, 1061—1062 кг
9000 кг	119 дней, 1378 кг	189 дней, 1194—1196 кг
10000 кг	133 дня, 1537—1540 кг	210 дней, 1328 кг

Таблица 1. Время полета и затраты топлива на первом участке полета: раскрутка со стартовой околоземной орбиты, пока радиус перицентра не достигнет 40 тыс. км.

	Режим «сила тяги»	Режим «удельный импульс»
5000 кг	51—55 дней, 576—634 кг	77—89 дней, 495—565 кг
6000 кг	54—63 дней, 622—731 кг	90—102 дней, 580—648 кг
7000 кг	67—73 дней, 776—833 кг	108—118 дней, 693—754 кг
8000 кг	75—87 дней, 876—997 кг	122—136 дней, 784—869 кг
9000 кг	88—95 дней, 1017—1081 кг	136—149 дней, 874—950 кг
10000 кг	95—106 дней, 1103—1216 кг	161—180 дней, 1035—1153 кг

Таблица 2. Время полета и затраты топлива на втором участке полета: от промежуточной орбиты с радиусом перицентра 40 тыс. км до окрестности точки либрации L₁.

идеально регулируемой тягой. Выбор такой модели хоть и нереалистичен, но дает теоретический оптимум затрат топлива на данном участке. Методом поиска оптимального управления послужил известный метод продолжения по гравитационному параметру [18], при этом число витков также подбиралось с целью минимизации затрат топлива. Затраты топлива во всех случаях снизились на 2.4%-4.4% относительно массы аппарата в начале первого этапа, то есть на 120-440 кг. Увеличением времени полета можно добиться и большего снижения затрат топлива. В данной работе такие расчеты не проводились.

4.3. Третий этап перелета.

В таблице 3 приводятся характеристики рассчитанных на третьем этапе траекторий для различных стартовых масс аппарата: 5000 кг, 6000 кг, 7000 кг, 8000 кг, 9000 кг и 10000 кг, дат старта: $01.01.2025 + 7.5 \times 0$, 1, 2, 3, 4 дней, режимов двигателей и долгот восходящего узла целевой окололунной орбиты: 0° , 45° , 90° , 135° , 180° , 225° , 270° , 315° .

Большие диапазоны по времени полета и затратам топлива обусловлены различными условиями попадания в окрестность точки L_1 и значениями

	Режим «сила тяги»	Режим «удельный импульс»
5000 кг	7—22 дней, 90—251 кг	12—36 дней, 82—230 кг
6000 кг	9—30 дней, 108—341 кг	15—44 дней, 97—281 кг
7000 кг	10-35 дней, 127-402 кг	17—50 дней, 113—325 кг
8000 кг	12—35 дней, 147—408 кг	19—62 дней, 127—398 кг
9000 кг	14—41 дней, 174—471 кг	26—70 дней, 169—450 кг
10000 кг	21-40 дней, 248-458 кг	34—80 дней, 223—516 кг

Таблица 3. Время полета и затраты топлива на третьем участке полета: из окрестности точки либрации L_1 на целевую орбиту.

долготы восходящего узла целевой окололунной орбиты.

4.4. Характеристики траектории перелета.

В таблице 4 приводятся характеристики траекторий перелета для различных стартовых масс аппарата: 5000 кг, 6000 кг, 7000 кг, 8000 кг, 9000 кг и 10000 кг, дат старта: $01.01.2025 + 7.5 \times 0, 1, 2, 3, 4$ дней, режимов двигателей и долгот восходящего узла окололунной орбиты: 0°, 45°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270°, 315°.

Во всех случаях моторное время с точностью до 1—2 дней совпадает с временем полета. Если принять, что двигатель СПД-230 может проработать порядка 10 тыс. часов (416 дней), то перелет в одну сторону возможен в режиме «сила тяги» и с произвольной начальной массой от 5000 кг до 10000 кг и в режиме «удельный импульс» с начальной массой от 5000 кг до 9000 кг. Эти случаи обозначены в таблице 4 цифрой 1. Перелет в обе стороны возможен только в режиме «сила тяги» с начальной массой от 5000 кг до 7000 кг и режиме «удельный импульс» с начальной массой 5000 кг до в таблице 4).

В таблице 5 приводятся число полных баков с топливом и соответствующая масса полезной нагрузки, которая может быть доставлена до окололунной орбиты. Вариации массы полезной нагрузки обусловлены неопределенностью в массе солнечных панелей. В эту массу следует заложить не только полезный груз, но и служебные системы и возможную дополнительную массу каркаса солнечных панелей. Из этой таблицы также следует, что режим «удельный импульс» позволяет увеличить массу полезной нагрузки на 100—200 кг. Время полета при этом, судя по таблице 4, возрастает примерно в полтора раза.

На рисунке 5 изображен пример траектории перелета между околоземной и окололунной орбитами в системе GCRS. Эта траектория соответствует начальной массе аппарата 6000 кг, режиму «сила тяги», старту 01.01.2025 и долготе восходящего узла окололунной орбиты 0°. Первый участок обозначен синим цветом, второй — красным цветом, третий — зеленым цветом. В

	Режим «сила тяги»	Режим «удельный импульс»
5000 кг	125—143 дней, 1443—1649 кг (1, 2)	192—224 дней, 1236—1438 кг (1, 2)
6000 кг	144—168 дней, 1667—1949 кг (1, 2)	231—268 дней, 1480—1717 кг (1)
7000 кг	170—199 дней, 1981—2307 кг (1, 2)	272—309 дней, 1741—1973 кг (1)
8000 кг	194—227 дней, 2259—2628 кг (1)	312—361 дней, 1994—2304 кг (1)
9000 кг	222—250 дней, 2570—2893 кг (1)	358—403 дней, 2288—2569 кг (1)
10000 кг	252—278 дней, 2920—3211 кг (1)	406—470 дней, 2587—2994 кг

Таблица 4. Время полета и затраты топлива на всем участке полета: от околоземной до окололунной орбиты.

	Режим «сила тяги»	Режим «удельный импульс»
5000 кг	3 бака, 1209—1437 кг	3 бака, 1389—1572 кг
6000 кг	4 бака, 1592—1820 кг	4 бака, 1772—1955 кг
7000 кг	5 баков, 1975—2203 кг	4 бака, 2772—2955 кг
8000 кг	5 баков, 2975—3203 кг	5 баков, 3155—3338 кг
9000 кг	6 баков, 3358—3586 кг	5 баков, $4155-4338$ кг
10000 кг	6 баков, 4358—4586 кг	6 баков, $4538 - 4721$ кг

Таблица 5. Необходимое число баков и диапазон массы полезной нагрузки для ее доставки до окололунной орбиты.

таблице 6 приводятся характеристики каждого из участков и для всей траектории.

Все вышеприведенные расчеты были выполнены без учета давления солнечного излучения, что позволяет использовать полученные результаты в качестве отправной точки для последующих уточняющих исследований. Были проведены расчеты с учетом солнечного излучения, чтобы выяснить его влияние на траекторию полета. Независимо от варьируемых параметров наблюдалась коррекция затрат топлива на ±50 кг и времени полета максимум на одну неделю. Вариация затрат топлива за счет влияния давления солнечного излучения меньше, чем за счет изменения долготы восходящего узла окололунной орбиты, и находится, как правило, в пределах остатка топлива в баках.



Рис. 5. Траектория перелета между околоземной и окололунной орбитой в системе GCRS. Начальная масса 6000 кг, режим «сила тяги», старт 01.01.2025, долгота восходящего узла окололунной орбиты 0°. Первый участок обозначен синим цветом, второй — красным цветом, третий — зеленым цветом.

	Время полета	Затраты топлива
Первый участок	78.78 дней	918.32 кг
Второй участок	54.37 дней	622.16 кг
Третий участок	10.90 дней	127.03 кг
Весь перелет	144.05 дней	1667.51 кг

Таблица 6. Характеристики перелета для траектории на рисунке 5.

5. Заключение

В работе представлены результаты расчетов траекторий перелета между околоземной и окололунной орбитами, рассматриваемыми обычно как орбиты для размещения перспективных орбитальных станций. Траектория состоит из трех участков: на первом участке происходит раскрутка с целью выйти за пределы радиационных поясов, на втором участке аппарат выводится в окрестность точки либрации L_1 , на третьем участке аппарат выводится на окололунную орбиту. На первом участке тяга направлена всюду вдоль скорости аппарата, а на втором и третьем участках используется управление с обратной связью.

В зависимости от стартовой долготы восходящего узла из-за тени Земли время полета на первом участке может варьироваться в пределах нескольких недель, а на затраты топлива наличие тени практически не влияет. При выборе оптимальной долготы восходящего узла в режиме с высокой тягой время полета и затраты топлива не зависят от даты старта, а в режиме с высоким удельным импульсом время полета может варьироваться в пределах нескольких дней.

Приведены результаты расчетов каждого участка для различных дат старта, режимов работы двигателя, начальных масс аппарата и значений долготы восходящего узла окололунной орбиты. Получены диапазоны значений времени полета и затрат топлива. При оптимизации управления тягой в модели идеально регулируемого двигателя на втором участке можно снизить затраты топлива на 2.4–4.4% от начальной массы аппарата. На третьем участке перелета наблюдаются большие диапазоны времени полета и затрат топлива. Они зависят главным образом от значений долготы восходящего узла целевой орбиты.

В целом режим с высоким удельным импульсом позволяет увеличить массу полезной нагрузки на 100–200 кг, но увеличивает время полета в 1.5 раза. С точки зрения ограничений на моторное время двигателя перелет в одну сторону возможен в режиме с высокой силой тяги и с произвольной начальной массой от 5000 кг до 10000 кг и в режиме высокого удельного импульса с начальной массой от 5000 кг до 9000 кг. Перелет в обе стороны возможен только с начальной массой от 5000 кг в режиме высокого удельного импульса.

Использование современных материалов для солнечных батарей уменьшает массу солнечных панелей и позволяет за счет этого увеличить на сотни кг массу полезной нагрузки. Изменение площади панелей может менять затраты топлива несколько десятков кг, а время полета – на несколько дней, но эти изменения незначительны по сравнению с влиянием долготы восходящего узла на окололунную орбиту.

Список литературы

- [1] Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С. и др. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира // Космическая техника и технологии. 2017. №1 (16). С. 32–40.
- [2] Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., и др. Электроракетная двигательная установка на основе двигателей с замкнутым дрейфом электронов на иоде // Космическая техника и технологии. 2013. №2. С. 42–52.
- [3] Салмин В.В., Старинова О.Л., Четвериков А.С. и др. Проектнобаллистический анализ транспортных операций космического буксира с электроракетными двигателями при перелетах на геостационарную орбиту, орбиту спутника Луны и в точки либрации системы Земля–Луна // Космическая техника и технологии. 2018. №1 (20). С. 82–97.
- N⁰ 0339/20[4] Техническое задание Электронный документ В Единой информационной системе в сфере закупок. URL: https: //zakupki.gov.ru/44fz/filestore/public/1.0/download/rgk2/file. html?uid=B61EEF97EAD58D2AE05324548D0A8A18. Дата обращения: 29октября 2023.
- [5] Bergamasco F. et al. MOONPORT: A cost-effective transport solution for cislunar space // Proceedings of the 72nd International Astronautical Congress, Dubai, UAE. 2021. P. 25–29.
- [6] Rimani J. et al. Multidisciplinary mission and system design tool for a reusable electric propulsion space tug // Acta Astronautica. 2020. Vol. 175. P. 387–395.
- [7] Schoenmaekers J. Post-launch Optimisation of the SMART-1 Low-thrust Trajectory to the Moon // 18th International Symposium on Space Flight Dynamics. 2004. Vol. 548. P. 505.
- [8] Biesbroek R. Lunar and Interplanetary Trajectories. Springer International Publishing, 2016.
- [9] Paissoni C.A., Viola N., Mammarella M., et al. Deep space transportation enhanced by 20 kW-Class Hall Thrusters // Acta Astronautica. 2020. V. 171.
 P. 83-96. DOI: https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.02.012.
- [10] Leporini A., Giannetti V., Andreussi T., et al. Development of a 20 kW-class Hall effect thruster // Proceedings of the Space Propulsion. 2016. Marriott Park Hotel, Rome, Italy. 2–6 may 2016.

- [11] Mammarella M., Paissoni C.A., Fusaro R., et al. Mission scenarios for highpower electric propulsion // Proceedings of the Space Propulsion. 2018. 2018, Seville, Spain.
- [12] Reynolds C.B., Horton J.F., Joyner II C.R., et al. Applications of Nuclear Thermal Propulsion to Lunar Architectures // AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition 2019. 2019. 19-22 August 2019, Indianapolis, Indiana, USA.
- [13] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2019. Т. 108. №3. С. 5–12.
- [14] Tselousova A., Shirobokov M., Trofimov S. Direct Two-Impulse Transfers from a Low-Earth Orbit to High Circular Polar Orbits around the Moon // AIP Conference Proceedings. 2019. 2171. 130022.
- [15] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А. и др. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов – опыт летного применения и новые разработки // Космическая техника и технологии. 2023. №4(43). С. 13–30.
- [16] Гусев Ю.Г., Пильников А.В., Суворов С.Е. Сравнительный анализ выбора ЭРДУ большой мощности на основе отечественных ЭРД и перспективы их применения в системах межорбитальной транспортировки и для исследования дальнего космоса // Космическая техника и технологии. 2019. №. 4 (27). С. 45–55.
- [17] CIRA-2012: COSPAR international reference atmosphere 2012. Models of the Earth's Upper Atmosphere. 2012. P. 20–24.
- [18] Петухов В. Г. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой // Космические исследования. 2012. Т. 50. №. 3. С. 258–270.

Оглавление

1.	Введение	•	•	3
2.	Облик и характеристики лунного буксира	•	•	6
3.	Схема полета и метод проектирования траектории	•	•	7
4.	Результаты расчетов	•	•	12
5.	Заключение	•	•	20
Ст	писок литературы			21