

К ЛУНЕ НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

М.Ю. Овчинников

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

ovchinni@keldysh.ru

Новое время, новые обстоятельства, текущие возможности, животрепещущие потребности, вопросы престижа страны заставляют искать пути продолжения и развития межпланетных миссий. Достижения в технологиях, материаловедении, электронике, астродинамике позволили по-иному взглянуть на возможности космической техники и способы достижение других планет и Луны. Остановимся на способах достижения Луны – нашего ближайшего соседа, начиная с традиционных и заканчивая способами, которые могут быть реализованы на малых космических аппаратах (МКА) класса микро, чья масса по общепринятой классификации не превышает 100 кг.

Перелет к Луне состоит из трех основных этапов: выход на низкую околоземную орбиту (НОО) и отлет от Земли, перелет от Земли к Луне и выход на окололунную орбиту. Каждый из этих этапов имеет свои особенности, диктуемые помимо всего прочего способом исполнения предыдущего этапа и способом реализации следующего этапа.

Для реализации первого этапа необходим вывод аппарата на низкую околоземную орбиту. Для ракеты-носителя Союз-2.1б (РН) – это *опорная* орбита высотой 200х240 км. Уже с этой орбиты возможен самостоятельный отлет от Земли с использованием электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) или собственного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Первый вариант гипотетически осуществим, но требует мощной противорадиационной защиты электронной аппаратуры из-за длительного нахождения в радиационных поясах Земли, весьма мощного электрореактивного двигателя (ЭРД) и большого запаса топлива для преодоления гравитационных потерь. Последнее обусловлено нахождением опорной орбиты “глубоко” в гравитационном поле Земли. Двигатель потребует солидной энергетики, выражающейся в немалой площади солнечных батарей, большого моторного времени ЭРД и в итоге МКА выйдет из класса микро. Что касается собственной ЖРД, то для отлета от Земли со скоростью чуть больше 11 км/сек на МКА должна быть фактически установлена третья ступень ракеты носителя, которая в основном будет выводить себя, а не МКА. Оба эти варианта усугубляются тем, что еще необходим запас топлива на коррекции и выход на окололунную орбиту. Нахождение на столь низкой стартовой орбите препятствует перелету МКА к Луне на собственной двигательной установке.

Отойдём от столь экзотической схемы отлета от Земли и рассмотрим другой вариант. По программе УниверСат осуществляется регулярный попутный вывод кубсатов на приполярные орбиты высотой 500-550 км. Их довывод с опорной орбиты осуществляется разгонным блоком Фрегат (РБ) попутно с основным аппаратом. С такой высоты можно попробовать уйти к Луне с использованием ЭРДУ по спиральной орбите. При стартовой массе МКА 100 кг для перелета на низкую окололунную орбиту в зависимости от условий старта требуется топлива чуть больше половины от общей стартовой массы аппарата. При использовании в качестве ЭРД холловских двигателей типа СПД-50м (АО “ОКБ Факел”) или КМ-35 (АО ГНЦ “Центр Келдыша”) оказывается, что критическим является моторное время этих двигателей. Его не хватает для отлета от Земли. При использовании двигателей помощнее из линейки ЭРД указанных производителей

непомерно растут отлетная масса и потребляемая электрическая мощность. Отлет с круговой орбиты 800-850 км, на которую возможен попутный вывод МКА, не сильно меняет ситуацию. Что же делать?

При попутном выводе на геопереходную орбиту (ГПО) с высотой перицентра – 200 км, апоцентра 35786 км и наклоном 51.6 градуса и дальнейшем отлете на ЭРДУ ситуация улучшается – топлива требуется всего около 1/3 от стартовой массы, но требуемое моторное время при использовании указанных выше ЭРД находится на верхней границе допустимого, даже если использовать два двигателя, работающих последовательно. Как и при старте с низкой круговой орбиты остается проблема защиты от радиации из-за многократного прохождения радиационных поясов Земли. В итоге решение проблемы защиты аппаратуры сводится к возрастанию массы аппарата. Время перелета варьируется от полутора лет при старте с низкой круговой орбиты до 8 месяцев при старте с ГПО.

Ионные двигатели, обладающие более высоким импульсом, но меньшей тягой по сравнению с холловскими, ситуацию при необходимости отлета от Земли, то есть длительного движения в сильном гравитационном поле планеты, не спасают, а только усугубляют – при их использовании приходится дольше разгоняться с большей массой.

Следующий вариант отправки МКА к Луне – это попутный запуск с лунной миссией. Из отечественных это могут быть Луна-26, Луна-27 и т.д. Усматриваются две возможности – это совместный полет с основным аппаратом на этапе перелета и торможения у Луны двигательной установкой последнего или отделение от основного аппарата уже на траектории перелета к Луне. Оба варианта были опробованы в 2022 году в рамках американской миссии Artemis I. Первый вариант, когда МКА выводится на орбиту вокруг Луны двигательной установкой основного лунного аппарата и отделяется уже на окололунной орбите, фактически выглядит как доставка отделяемого прибора на окололунную траекторию. С точки зрения баллистики такой прибор может представлять интерес, например, как автономный посадочный модуль. Более притягательным является второй вариант – только попутный отлет от Земли. Но при всей своей притягательности остается главный вопрос – как затормозиться у Луны и не превратиться в вечного спутника альянса Земля-Луна. Примером является японская миссия EQUULEUS. После отделения от основного аппарата Ōgion этот МКА пролетел сначала мимо Луны, не имея возможности выполнить полноценный тормозной манёвр и выйти на требуемую окололунную орбиту. Баллистический захват происходит лишь после многочисленных витков вокруг Земли, в течение которых орбита меняется как вследствие включения маршевого двигателя МКА, так и в результате влияния гравитации Луны и Солнца. Требуются прецизионные навигационные и баллистические расчеты, надежность техники и терпение исполнителей.

Если МКА уходит с низкой околоземной орбиты (НОО) или ГПО на ЭРДУ, то перелет к Луне и выход на окололунную орбиту также осуществляет на ЭРДУ. В зависимости от этапа перелета режим работы двигателя меняется, но траектория имеет спиральный вид, причем на первом этапе минимизируется время нахождения в радиационно-опасной зоне, далее осуществляется поворот плоскости орбиты и “раскрывается горлышко” в районе точки либрации L_1 , аппарат проскакивает горлышко и далее раскруткой в обратную сторону уменьшается его энергия, “горлышко закрывается” и аппарат снижается на заданную окололунную орбиту. Так летал европейский SMART-1, по такой же схеме планировалась шведская миссия Bifrost [1], рассматривается и перелет по аналогичной схеме многоразового лунного буксира с [2].

И, наконец, вариант использования *обходных низкоэнергетических траекторий*. Это когда аппарат вначале удаляется на значительное расстояние от Земли, где возмущение, действующее на длительном промежутке времени от притяжения Солнца, поднимает перигей геоцентрической орбиты до орбиты Луны, а выходом из плоскости эклиптики изменяется наклонение плоскости орбиты МКА – вначале с приполярной околоземной до плоскости эклиптики, а затем из плоскости эклиптики в приполярную окололунную опять же за счет длительного возмущающего действия Солнца. Обходная схема не требует привязки к редким лунным миссиям: выход МКА на обходную траекторию может быть осуществлён практически с любой НОО, на которую МКА выводится попутно с основным аппаратом. Так, на орбите 200 км достаточно сообщить отлётный импульс 3150 м/с, чтобы отправить МКА по обходной траектории, который может включать и промежуточный пролёт у Луны. Этот пролёт может обеспечить поворот плоскости орбиты, необходимый в силу того, что у серийных отечественных аппаратов (Кондор-ФКА, Обзор-Р, Метеор-М, Канопус-В), запуски которых планируются в ближайшие годы, целевые орбиты – приполярные. Остается главный вопрос – как обеспечить необходимую отлетную скорость от Земли, которая бы позволила быстро пройти радиационные пояса Земли, сэкономить моторное время ЭРД и сократить время перелета к Луне. Идеальный вариант для МКА – это наличие легкой ракеты и легкого разгонного блока, ориентированных на целевой запуск одного или пары аппаратов. Примером служит связка Electron+Photon, использованная для целевого запуска в 2022 году 12U-кубсата CAPSTONE массой 25 кг на почти прямолинейную гало-орбиту (NRHO) в системе Земля-Луна. Что же делать, если нет в наличии легких РН и РБ? Обратимся к упомянутым выше большим КА. При их запуске в РБ Фрегат можно залить резервный запас топлива. После вывода на рабочую орбиту основного КА и его отделения включается двигатель РБ, который и обеспечивает МКА необходимую отлетную скорость. Выбор “попутного” основного аппарата из перечисленных выше определяется долготой восходящего узла (ДВУ) орбиты, на которую его выводит РБ. Именно ДВУ определяет в какой плоскости будет лежать отлётный импульс МКА. Так для отлета к Марсу и Венере, а такую межпланетную миссию также можно организовать по предлагаемой схеме попутного отлета от Земли, подходят Кондор-ФКА, Обзор-Р, хуже Метеор-М, но не подходит совсем Канопус-В. Для выхода на обходную траекторию к Луне, наоборот, лучше всего подходит Канопус-В, и хуже Метеор-М. Когда говорим “хуже”, это значит, что отлётный импульс направлен не оптимально, что приводит к снижению допустимой отлетной массы МКА. Но это не единственное ограничение. Оказывается, что ограниченные энергетические возможности РН Союз-2.1б не позволяют вывести на опорную орбиту РБ Фрегат с полностью заполненными баками, чтобы обеспечить вывод на отлетную траекторию МКА с максимально возможной массой или даже группы МКА. В [3] детально изложены возможности попутного вывода в зависимости от широты расположения космодрома. Еще один ограничивающий фактор при использовании Фрегата – весьма большая его сухая масса и масса кронштейна для крепления МКА. Фактически, на отлетную траекторию выводится не только МКА, но эти почти полторы тонны груза. Поэтому для отлета от Земли малых аппаратов крайне необходимы легкие ракета и разгонный блок! Пример же прорабатываемой миссии к Луне на базе унифицированной платформы сухой массы около 90 кг изложен в [4].

На этапе перелета к Луне при отлете от Земли по спиральной траектории [2] снижение и выход на окололунную траекторию также происходит по спирали. При использовании обходной траектории МКА достаточно обеспечить тормозной импульс в пару сотен метров в секунду, что раз в пять-шесть меньше требуемого тормозного импульса при прямом перелете, а главное – его

может обеспечить ЭРДУ, для захвата его Луной. В результате аппарат выходит на эллиптическую приполярную орбиту, скажем с большой полуосью 12 тысяч километров, эксцентриситетом 0.5, а далее “скругление” орбиты до высоты в пару сотен километров происходит с использованием эффектов Оберта и Лидова-Козаи за счет вековых возмущений от притяжения Земли с ЭРДУ при минимальных затратах топлива.

Способ доставки МКА к Луне, конечно, выбирает разработчик миссии, но при прочих равных условиях обходные траектории представляются наиболее перспективными на этапе технологических миссий и для транспортировки грузов.

Работа поддержана грантом Российского научного фонда (РНФ) № 24-11-00038.

Список литературы:

1. M. Ovchinnikov, M. Shirobokov, S. Trofimov, S. Barabash, Per-Erik Atterwall, 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.
2. 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. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2024. №.28-23 с.
3. М.Г. Широбоков. 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.
4. М.Ю. Овчинников, М.Г. Широбоков, И.А. Глазунова, 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. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2025. № 31. 32 с.