

М. Ю. ОВЧИННИКОВ

## МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: ПРОБЛЕМЫ БАЛЛИСТИКИ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ

*Последнее десятилетие отмечено бурным ростом количества миссий, где используются малые космические аппараты (КА) массой до нескольких десятков килограммов, включая кубсаты, применяемые во многих областях. Перечисление и анализ реализованных, разрабатываемых и планируемых миссий стало уже бесперспективным делом для научной статьи: информация меняется настолько быстро, что, пожалуй, лишь интернет-ресурсы способны уследить за всеми изменениями на этом рынке. Околоземные миссии кубсатов все больше и больше становятся прерогативой инженеров и технологов, строятся даже заводы, серийно производящие малые КА для массового применения. Эта тенденция пока не затронула межпланетные миссии на базе малых КА, поскольку технологии, используемые для разработки больших КА, предназначенных для межпланетных миссий, ограниченно применимы для малых аппаратов, что касается и баллистических аспектов таких миссий. В первую очередь это связано с тем, что у них недостаточно энергетических возможностей для существенного изменения траектории движения, передачи сигнала на дальние расстояния, автономности существования, навигационного обеспечения аппаратов и радиационной стойкости в межпланетном пространстве. С точки зрения научной новизны решаемых КА задач и основы для баллистической реализации именно межпланетные миссии привлекают внимание исследователей. В работе обсуждаются способы межпланетного передвижения малых КА и формулируются проблемы, требующие решения в недалеком будущем.*

**Ключевые слова:** малый космический аппарат, кубсат, межпланетная миссия, баллистика, низкоэнергетическая траектория.

---

**Овчинников** Михаил Юрьевич. Доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник, Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (Москва). ORCID 0000-0003-2377-4490.

Статья по докладу на XXVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2021.

## Введение

Предлагаемая читателю работа, в которой рассматриваются способы обеспечения движения малых космических аппаратов (КА) на межпланетных траекториях, не претендует на полный охват современного состояния этой проблемы. Со стороны автора было бы опрометчиво затевать такой обзор, ибо по этой теме уже опубликовано большое количество работ, и их число растет с каждым днем применительно как к теории динамических систем, так и к разрабатываемым или планируемым миссиям. Статья скорее представляет собой эссе, где описываются традиционные и современные возможности баллистики и приводятся примеры из практики. Это будет полезно для общего ознакомления с актуальной проблемой обеспечения движения малых межпланетных КА и способами ее решения. Статья в определенной мере является обзорной и будет интересна тем, кто занимается решением проблем выбора межпланетных траекторий и управлением малогабаритными космическими аппаратами, обладающими ограниченными энергетическими возможностями.

Определим семейство аппаратов из класса малых КА, о которых пойдет речь. Важно найти компромисс между возможностью успешной реализации миссии и набором научных проблем, которые надо для этого решить: большой аппарат подчиняется классическим канонам управления, а слишком малый – не обладает достаточными ресурсами для реализации миссии. Интерес исследователя лежит вблизи условной сепаратрисы, разделяющей реализуемые и невыполнимые требования по баллистическому обеспечению миссии. Следуя современному тренду, будем говорить о межпланетных миссиях на базе кубсатов и их вариантов вплоть до формата 12U (1U-аппарат – это кубик объемом 1 л и массой около 1 кг) как о подходящих кандидатах для осуществления межпланетной миссии. Существует общепринятая, но при этом достаточно условная классификация, введенная Aérospatiale в начале 90-х годов: от 1000 до 500 кг – это малые, от 500 до 100 кг – мини-, от 100 до 10 кг – микро-, от 10 до 1 кг – нано-, от 1 до 0,1 кг – пико-, от 0,1 до 0,01 кг – фемтоаппараты. Это не предел миниатюризации, поскольку всерьез обсуждают и «умную пыль», которую в какой-то мере тоже можно рассматривать как КА. Для всех этих типоразмеров иногда используется собирательный термин – малые или микроКА.

В последнее десятилетие стали модными кубсаты (CubeSat), изначально придуманные профессорами Бобом Твиггсом (Bob Twiggs, Stanford University) и Джорди Пуиг-Суари (Jordi Puig-Suari, California Polytechnic State University) еще в самом конце прошлого столетия [1] для обучения студентов, поскольку таким образом удалось охватить все этапы разработки космической миссии за период учебы в университете. В дальнейшем кубсатом стали именовать 1U-кубсат (от one-Unit) как элементарный квант. По массе он относится к семейству наноспутников. Осознав, что в таком 1U-кубсате можно разместить мало полезного, разработчики стали собирать из них по принципу блочной структуры более объемные спутники, продолжая, тем не менее, называть их кубсатами. Наиболее распространенные форм-факторы – это 3U-, 6U-, 12U-кубсаты. При этом стоит заметить, что 12U-кубсат массой под два десятка килограммов относится уже даже не к нано-, а к наноспутникам. В дальнейшем, употребляя термин «кубсат» применительно к межпланетным миссиям, будем иметь в виду именно эти форм-факторы, тяготея к их «верхней границе» – 12U.

Выбранное семейство кубсатов интересно тем, что это уже не «крошка», на которую с трудом можно установить газовый или гидразиновый микродвигатель с запа-

сом характеристической скорости в несколько десятков м/с, а более солидный в плане размеров аппарат. Например, на 6U-кубсате IceCube разработки Морхедского государственного университета (Morehead University, Кентукки, США) устанавливается ионный плазменный микродвигатель ВIT-3 производства компании Busek Co Inc., развивающий тягу 1,1 мН при удельном импульсе 2800 с и мощности 50 Вт. Для КА массой 14 кг этот двигатель обеспечивает характеристическую скорость до 2,5 км/с при собственной сухой массе около 1,4 кг в зависимости от имеющегося на борту запаса топлива и электрической мощности [2].

В отношении состоявшихся или объявленных и ожидаемых межпланетных миссий следует отметить, что в последние годы идет подготовка американской сверхтяжелой ракеты SLS для запуска к Луне пилотируемого корабля «Орион» с тринадцатью кубсатами в качестве попутной нагрузки в миссии Artemis-1 [3]. Кубсаты будут выведены на отлетную траекторию к Луне. Среди них есть аппараты, оснащенные ионной двигательной установкой для достижения Луны (IceCube) и двигательной установкой на паре от кипящей воды с весьма низким удельным импульсом для выхода на орбиту вокруг точки либрации  $L_2$  в системе Земля–Луна (EQUULEUS, JAXA). В 2018 г. была успешно реализована первая межпланетная миссия кубсатов – это два американских 6U-кубсата MarCO, выведенные на отлетную траекторию к Марсу вместе с основным КА InSight [4]. Основные цели этой миссии состояли в проверке возможности эксплуатации столь миниатюрного аппарата в условиях долговременной миссии в межпланетном полете и тестировании новой компактной системы связи и навигационных технологий. С точки зрения баллистики не ставились сложные задачи по маневрированию: аппараты ушли на отлетную траекторию к Марсу вместе с основным КА, почти сразу отделились и путешествовали вместе с ним, небольшие коррекции орбиты и ориентации осуществлялись за счет восьми двигателей на холодном газе. Аппараты выступали в качестве ретрансляторов при вхождении в атмосферу, спуске и приземлении КА InSight. Европейское космическое агентство провело анализ и отбор межпланетных миссий на базе кубсатов [5], и планируется в 2024 или 2025 гг. запустить к одному из астероидов 12U-кубсат M-Argo с собственной электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

Есть грандиозные планы по освоению Луны с помощью космических аппаратов, в том числе кубсатов, в ближайшем будущем [6]. В частности, стоит отметить 12U-кубсат CAPSTONE – для девятимесячной миссии к Луне с целью проверки возможности использования почти прямолинейных (иногда называемых высокоэллиптическими) гало-орбит в окрестности точки либрации  $L_2$  (near-rectilinear halo orbit – NRHO) разработки Advanced Space (Boulder, Colorado) для размещения на этой орбите околослунной орбитальной станции [7]. Орбиты эти замечательны тем, что, несмотря на их неустойчивость в смысле Ляпунова, они вращаются не вокруг Луны, как это происходит с околоземными орбитами, к которым мы привыкли, а, условно говоря, вокруг коллинеарных точек либрации. В результате они требуют относительно небольшой характеристической скорости  $\Delta V$  для их поддержания и удобны для выхода на них с Земли и посадки с них на Луну с энергетической точки зрения [8]. Есть у них и преимущества по радиовидимости аппарата с Земли и светозатенению орбиты. Вместе с тем они требуют высокой точности определения скорости, положения аппарата и исполнения корректирующих импульсов, ибо срок баллистического существования на орбите невысок.

Это все к слову о важности миссии CAPSTONE. Аппарат снабжен восемью гидразиновыми двигателями с тягой 0,25 Н и удельным импульсом 200 с, способными обеспечить  $\Delta V$  от 200 до 500 м/с. Предполагается испытать разгонный блок Photon для обеспечения выхода спутника на отлетную траекторию к Луне. Бюджет характеристической скорости расходуется следующим образом: 120 м/с – для выхода на NRHO, 40 м/с – на поддержание орбиты с периселением 3500 км, апоселением 71000 км и резонансом 9:2 (за два синодических периода обращения Луны вокруг Земли аппарат сделает 9 оборотов по RNHO) и 5 м/с – для увода аппарата с орбиты [9].

В последнее время внимание разработчиков межпланетных кубсатов привлекают и полеты к астероидам. Можно отметить проект 6U-кубсатa Near-Earth Asteroid Scout (NEA Scout) Центра космических полетов им. Маршалла (Marshall Space Flight Center) и Лаборатории реактивного движения (Jet Propulsion Laboratory), планируемого к выводу на отлетную траекторию на SLS. Далее с помощью гравитационного маневра у Луны, двигателя малой тяги на холодном газе и солнечного паруса через 2,5 года предполагается достичь околоземного астероида, возможно 1991 VG. Следует упомянуть также китайскую миссию Zheng He [10] к долгоживущему квазиспутнику Земли – астероиду 2016 HO<sub>3</sub>, открытому в 2016 г. и позже названному Камоалева. Правда, эта миссия не относится к классу кубсатов, хотя два таких аппарата и будут отделены от основного при подлете к астероиду. Баллистическая реализация миссий к астероидам несколько проще, чем к планетам, так как не нужен тормозной импульс около астероида, если, конечно, правильно рассчитать траекторию сближения.

Почему так мало реализованных и планируемых межпланетных миссий на базе кубсатов? С точки зрения баллистики существуют две проблемы: во-первых, уход на отлетную траекторию от Земли, а затем торможение около планеты назначения, во-вторых, обеспечение навигации на этапе межпланетного перелета и около планеты назначения. Самостоятельно кубсаты уйти с низкой околоземной орбиты не способны – им не хватает энергетики. Точнее, можно пытаться уйти на малой тяге, но длительное движение в радиационных поясах превратит кубсат в мертвое тело.

Просматриваются три варианта реализации межпланетной миссии на кубсате. Первый – это попутная доставка кубсатa в окрестность планеты назначения с дальнейшим отделением от материнского аппарата и выводом на рабочую орбиту либо сразу путем задания необходимых орбитальных элементов импульсом при отделении, либо довод на рабочую орбиту собственным маломощным двигателем.

Второй вариант – это вывод на отлетную траекторию, что позволяет аппарату уйти из зоны притяжения Земли, а заодно и быстро покинуть зону радиационных поясов. При этом маловероятно, что такой индивидуальный отлет с заданными параметрами удастся осуществить – скорее речь идет о попутном запуске с основным аппаратом, как это планируется сделать с кубсатaми на SLS [11], или возможном попутном выводе с отечественной миссией, например «Луной-26». Затем с помощью корректирующего импульса двигателем на самом кубсате либо двигателем разгонного блока аппарат уходит в автономный полет. Для ухода на отлетную траекторию с низкой околоземной орбиты требуется около 3,2 км/с. Далее возможны разные сценарии: аппарат, в зависимости от своих характеристик, либо уходит на низкоэнергетическую траекторию (так называемую WSB-траекторию), чтобы за счет использования притяжения Солнца уменьшить константу интеграла Якоби и в результате сблизиться с Луной со скоростью, уже допускающей захват аппарата с помощью

двигателя малой тяги (так планируется поступить с IceCube), либо, при наличии нужного запаса характеристической скорости, выполняет эту процедуру снижения константы интеграла с помощью собственного двигателя.

Наконец, третий вариант достижения Луны – это вывод на среднюю, геостационарную или геопереходную орбиты, а затем на ЭРДУ малой тяги по спирали медленный уход от Земли с увеличением константы интеграла Якоби, чтобы проскочить «горлышко» между областями влияния Земли и Луны в районе точки либрации  $L_1$ , и в дальнейшем такой же медленный спуск к Луне по спирали с уменьшением константы интеграла Якоби. Основная опасность такого медленного ухода от Земли – это накопление дозы радиации при проходе радиационных поясов. Так реализовывалась европейская миссия SMART-1 в 2003 г. [12] и рассчитывалась шведская миссия Vifrost с аппаратом массой около 40 кг [13].

Для IceCube после ухода на отлетную траекторию на SLS и отделения от основного аппарата главной проблемой становится торможение у Луны. С этой целью используется притяжение Солнца. Ограниченная задача трех тел переходит в задачу четырех тел, и IceCube после гравитационных маневров у Луны и Земли через три месяца полета подходит к Луне со скоростью, допускающей его баллистический захват с использованием его двигателя, а затем на этом двигателе происходит сближение с Луной и выход на заданную орбиту вокруг Луны.

Оптимальные по различным критериям траектории перелета космического аппарата к другим планетам Солнечной системы хорошо и подробно изучены. Они требуют достаточного запаса характеристической скорости  $\Delta V$  для ухода на отлетную траекторию. Так, для полета на Марс минимальное значение  $\Delta V$  составляет уже около 3,6 км/с для ухода с низкой околоземной орбиты. Вторая проблема – это опять же торможение у планеты. При перелете по гомановской траектории тормозной импульс для выхода на низкую околомарсианскую орбиту составляет около 2,1 км/с. Ясно, что для кубсатов это недостижимая цель. Упомянутый выше ионный двигатель для IceCube может обеспечить суммарную характеристическую скорость, но на интервале в три месяца, а здесь требуется импульсный двигатель. Остается малая тяга с помощью либо ЭРДУ, либо солнечного паруса, несмотря на столь затратные по времени способы перелета, так как требуется несколько витков вокруг Солнца для необходимого увеличения полуоси орбиты КА. В обоих случаях хорошо бы уйти на отлетную траекторию попутным запуском, а затем уже добираться на малой тяге. ЭРДУ, помимо запаса рабочего тела, например ксенона, требует еще и достаточно большой электрической мощности для своей работы, а это предполагает увеличение габаритов и массы КА. Остается солнечный парус.

Тема солнечного паруса сейчас активно разрабатывается за рубежом и в России, проводятся эксперименты в космосе по развевыванию паруса, что является первостепенной проблемой. При этом особо возрастает роль математических методов баллистического проектирования миссии [14]. Для марсианских миссий на кубсатах предлагается использовать инвариантные многообразия, позволяющие приближаться или удаляться от периодических орбит вокруг неустойчивых коллинеарных точек либрации в рамках ограниченной задачи трех тел (Земля–Солнце–КА и Марс–Солнце–КА). К сожалению, инвариантные многообразия систем Земля–Солнце и Марс–Солнце не пересекаются и для перехода с неустойчивого многообразия первой системы на устойчивое многообразие второй системы приходится использовать либо корректирующий импульс, либо солнечный парус.

В [15] предложен интересный способ временной реализации миссии на Марс с использованием орбиты ожидания вокруг Луны, что позволяет не привязываться к стартовому «окну» для отправки миссии на Марс, а при попутной okazji добраться до Луны, «кружиться» вокруг нее до подходящего момента фазирования Земли и Марса и затем стартовать к Марсу. Если предполагается добираться до Луны попутным отлетом от Земли, что случается довольно редко, то предлагаемый способ может значительно повысить вероятность осуществления миссии на Марс. При этом возникает задача оптимизации затрат топлива для поддержания орбиты вокруг Луны. С одной стороны, необходимо удерживать КА в окрестности Луны, причем продолжительное время, и для этого лучше разместить аппарат «поглубже» в грависфере Луны. С другой стороны, это потребует затраты энергии на торможение аппарата у Луны, а затем и на преодоление притяжения Луны при отлете к Марсу. Эта задача, конечно же, должна решаться в комплексе с другими задачами обеспечения энергетики, связи, терморегулирования, а главное, надежности работы всех систем аппарата.

### **Баллистические варианты полета на Луну на базе кубсатов**

Рассмотрим примеры реализации миссий на базе кубсатов, не вдаваясь в детали, но обращая внимание на особенности реализации из-за специфики кубсатов. Особенности таких миссий, связанные с конструкцией, терморегулированием, связью, радиационной стойкостью, двигательными установками достаточно детально изложены в [16]. В настоящем разделе обратим внимание, быть может с кратким описанием, на возможные и известные способы доставки кубсатов к месту назначения. Это может быть планета, астероид, орбита вокруг планеты или точки либрации.

#### *Прямой перелет к Луне*

Классическими примерами прямого перелета с оптимальной датой старта раз в месяц к Луне могут служить самые первые миссии с прямым запуском с Земли. Среди них «Луна-1» (пролет мимо Луны, геоцентрическая орбита КА была гиперболической), «Луна-2» (попадание в Луну без торможения), «Луна-3» (первый гравитационный маневр у Луны, полет по эллиптической траектории, первая съемка обратной стороны Луны). Далее после выполненных Д.Е. Охочимским и Т.М. Энеевым, сотрудниками Института прикладной математики АН СССР, исследований под руководством директора института президента АН СССР М.В. Келдыша (так называемый вариант со «звездочкой») со стартом с промежуточной околоземной орбиты [17] столь жесткое ограничение по времени запуска к Луне отпало. Теперь к ней так летают и современные миссии.

Д.Е. Охочимский сумел убедить С.П. Королева отказаться от согласованных и уже принятых технических решений, внести коренное изменение в схему управления полетом, переделать третью ракетную ступень, создать четвертую ступень со стартующим в невесомости с заданным углом тангажа на невидимом с территории СССР участке орбиты двигателем для реализации, можно сказать, революционной схемы отлета от Земли [18]. В принципе, можно использовать прямой попутный перелет кубсата на борту лунного космического аппарата к Луне и отделение его

уже на окололунной орбите. Возникает вопрос о стоимости такой миссии, которая сопоставима со стоимостью доставки полезной нагрузки на Луну, и безопасности основной миссии. В данном случае проблема баллистики будет решаться разработчиками основного КА, а двигательная установка кубсата может понадобиться для поддержания его окололунной орбиты, которая из-за сильно неоднородного поля Луны весьма нестабильна. С позиции исследователей-баллистиков вряд ли такой способ можно назвать инновационным и передовым, привлекающим их внимание.

Обратимся к схеме доставки тринадцати кубсатов в рамках миссии Artemis-1 на отлетную траекторию. Точки их возможного отделения от переходного кольца между последней ступенью ракеты SLS и основной нагрузкой показаны на рис. 1 (точка 1 находится на расстоянии 36507 км от Земли после прохождения первого радиационного пояса, 2 – на 70242 км после прохождения радиационных поясов, 3 – на 192300 км на полпути к Луне, 4 – на 395248 км в ближайшей к Луне точке траектории, 5 – на 355807 км после гравитационного маневра у Луны) [19]. Согласно схеме, приведенной в [20], лишь один кубсат будет отделен от переходного кольца после облета Луны, остальные – сразу после отлета от Земли. В любом случае, чтобы кубсат стал спутником Луны или вышел на гало-орбиту вокруг точки либрации в системе Земля–Луна, необходимы бортовые движители. Для перехода на окололунную орбиту потребуется  $\Delta V$  порядка 600-900 м/с в зависимости от высоты рабочей орбиты. Имеющиеся на рынке коммерческие ионные двигатели формата 1U вполне могут обеспечить требуемые  $\Delta V$  для 6U-кубсатов [16].

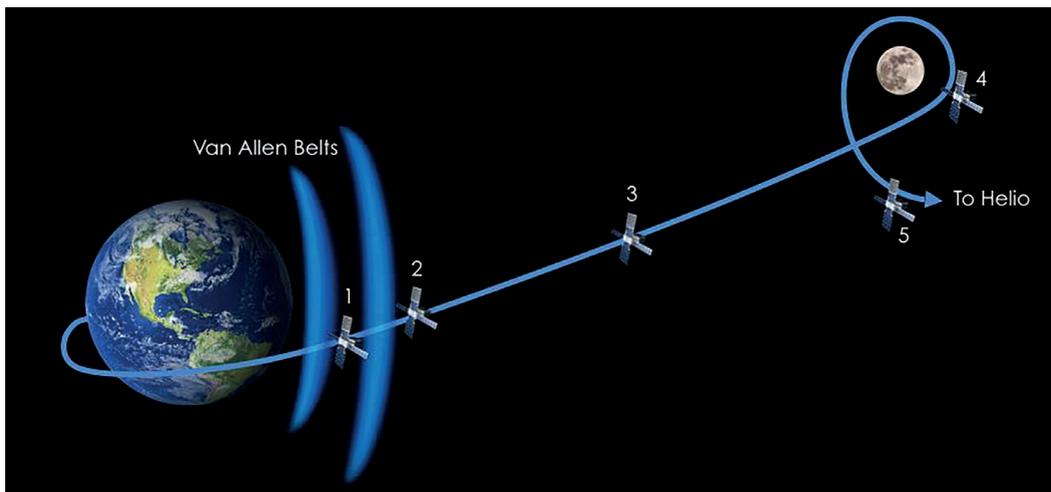


Рис. 1. Точки отделения попутной нагрузки вдоль траектории полета в миссии Artemis-1

Теория прямого перелета строится на базе сопряженных конических сечений: КА, будучи выведенным на высокую эллиптическую орбиту в рамках задачи двух тел Земля–КА, выходит из сферы влияния Земли и попадает в сферу влияния Луны с гиперболической скоростью в селеноцентрической системе координат, которую и необходимо погасить, чтобы аппарат стал спутником Луны. В рамках задачи двух тел можно также применить для экономии топлива резонансные сближения с Луной, когда аппарат уже с достаточно высоким апогеем проходит его с небольшим отставанием по времени, но почти одновременно с Луной, так что Луна при сближении с КА обеспечивает увеличение его орбитальной скорости, тем самым поднимая его

перигей (рис. 2). Вместе с тем при использовании резонансных сближений надо иметь в виду, что экономия топлива скорее всего будет сопровождаться увеличением продолжительности миссии, ибо необходимо определить надлежащее время старта и выбрать подходящую последовательность орбит.

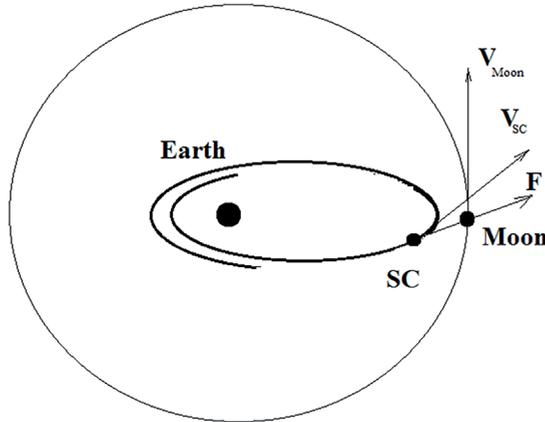


Рис. 2. Схема резонансного сближения с Луной

По такой схеме проходил полет европейского малого аппарата SMART-1 [12]. Те витки вокруг Земли, на которых происходит существенное изменение высоты перигея при сближении с Луной, обозначены ромбами на рис. 3. Особенно заметно увеличение высоты подъема перигея на последнем, третьем сближении, когда высота перигея увеличилась сразу на 80 тыс. км. Эта методика, позволяющая экономить топливо, получила теоретическое обоснование несколькими годами позже [21].

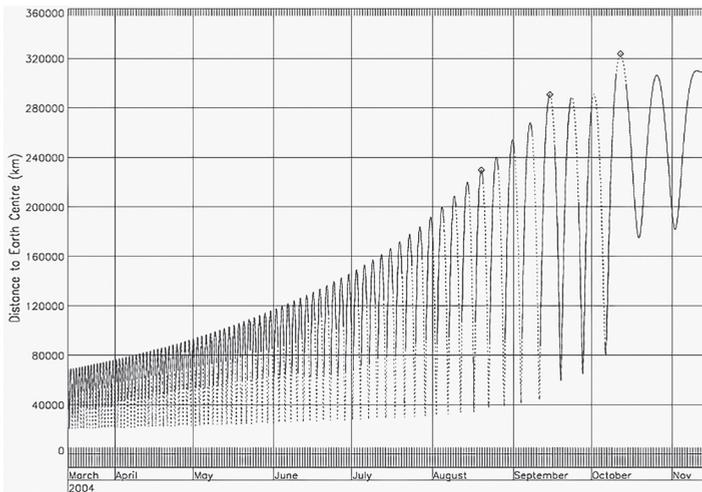


Рис. 3. Резонансные сближения космического аппарата SMART-1 с Луной

Резонансные сближения еще называют *внешними* гравитационными маневрами в отличие от классических гравитационных маневров, когда аппарат входит в сферу

влияния планеты с гиперболической скоростью и покидает сферу с такой же по величине скоростью относительно планеты, но направленной в другую сторону, и за счет движения планеты происходит изменение гелиоцентрической скорости аппарата. В настоящее время практически ни одна межпланетная миссия не обходится не только без гравитационного маневра, но и, как правило, даже без нескольких таких маневров.

Гравитационный маневр требует наличия скорости планеты в гелиоцентрической системе координат, чем и характеризуется движение планет в Солнечной системе. Если целью гравитационного маневра является увеличение гелиоцентрической скорости, то надо принимать во внимание, что для каждой планеты существует максимально возможное приращение скорости за счет выполнения гравитационного маневра около нее (таблица) [22].

Т а б л и ц а

Максимально возможные приращения скорости, км/с

Планета	Меркурий	Венера	Земля	Луна	Марс	Юпитер	Сатурн	Уран	Нептун
Модуль скорости	3,005	7,328	7,910	1,680	3,555	42,73	25,62	15,18	16,73

Что же делать, если не хватает приращения скорости в результате выполнения гравитационного маневра при пролете одной или даже нескольких планет Солнечной системы. Обратим взор на наиболее массивное тело в нашей Солнечной системе – на Солнце. К сожалению, скорость его движения относительно барицентра системы невелика, да и пролететь вблизи поверхности Солнца вряд ли удастся, поэтому классическая схема выполнения гравитационного маневра не применима. Остается еще один способ реализации гравитационного маневра – использовать эффект Оберта [23], суть которого состоит в том, что реактивный движитель, перемещающийся с большей скоростью, совершает больше полезной работы, чем такой же движитель, движущийся медленнее. Действительно, пусть скорость аппарата –  $V$ , а ее приращение в результате включения двигателя –  $\Delta V$ , тогда при выполнении условия  $|\Delta V| \ll V$  имеем приращение кинетической энергии

$$\Delta E = \frac{1}{2}[(V + \Delta V)^2 - V^2] \approx V \cdot \Delta V.$$

То есть текущая скорость аппарата выступает в качестве коэффициента усиления приращения скорости. Если этот эффект спроецировать на особенности орбитального движения аппарата, который имеет максимальную скорость в окрестности перицентра, то включение двигателя в этот момент является наиболее эффективным способом увеличить кинетическую энергию аппарата. Получается, что при существующих технологиях наиболее быстрым вариантом достижения фокуса гравитационной линзы Солнца будет схема с использованием эффекта Оберта: от Земли осуществляется перелет к Юпитеру, например, с помощью солнечного паруса. Вблизи Юпитера аппарат, выполнив гравитационный маневр, уменьшает гелиоцентрическую скорость и направляется к Солнцу. Фактически нужно обеспечить «падение» аппара-

та на Солнце. При прохождении перигелия на расстоянии нескольких солнечных радиусов необходимо выдать импульс с помощью двигателя или солнечного паруса, после чего аппарат уходит из Солнечной системы с большой скоростью.

В Лаборатории реактивного движения рассматривается проект достижения фокуса гравитационной линзы Солнца для исследования экзопланет, находящегося на расстоянии в диапазоне 600–800 астрономических единиц (АЕ) от Солнца (расстояние до фокуса находится в зависимости от длины волны лучей света, искривляемых гравитационным полем Солнца) [24]. К сожалению, скорость, достигнутая КА «Вояджер-2» (около 3,6 АЕ/год, у КА «Вояджер-1» чуть меньше), позволит достичь фокуса не ранее, чем через полторы сотни лет. Использование эффекта Оберта позволило бы увеличить скорость вылета за пределы Солнечной системы до 20 АЕ/год и достичь фокуса такой гравитационной линзы за время жизни одного поколения ученых. Для реализации столь фантастической идеи нужны кубсаты, ибо в качестве наиболее эффективного движителя в районе перигелия рассматривается солнечный парус. Идет проработка материалов, способных выдержать столь высокие тепловые потоки при нахождении вблизи Солнца. Много критики проекта.

### *Перелет к Луне по низкоэнергетическим траекториям*

В начале 90-х гг. прошлого столетия работы Эдварда Бельбруно [25] положили начало эре низкоэнергетических перелетов между Землей и Луной. В 1991 г. японский лунный зонд *Hiten* использовал такую траекторию для перелета к Луне, не имея достаточного количества топлива для достижения орбиты Луны по классическим переходным орбитам. Можно выделить два типа низкоэнергетических траекторий, наиболее подходящих для малогабаритных спутников типа кубсатов, не обладающих достаточными энергетическими возможностями. Их общая цель – увеличить величину константы интеграла Якоби в задаче трех тел (планета старта – планета назначения и КА), но способы достижения этой цели разные.

Рассмотрим первый способ, не требующий отлетного импульса (*trans-lunar injection*) с околоземной траектории и допускающий использование двигателя малой тяги. Он основывается на увеличении константы интеграла Якоби под действием малой тяги по раскручивающейся спирали, что позволяет остаться в рамках задачи трех тел. Первым примером миссии, использующей этот способ, служит уже упоминавшийся *SMART-1*. Схожий подход применяется для шведской миссии *Bifrost* [13] с той лишь разницей, что в ней для сокращения ее продолжительности не предполагается использовать описанные выше резонансные сближения. Миссия стартует со средней околоземной орбиты с заметным наклоном, что позволяет сократить время пребывания аппарата в зоне радиационных поясов по сравнению с приэкваториальными орбитами. Масса аппарата – около 40 кг, и количество топлива строго фиксировано.

Рассматриваются две стартовые орбиты – геопереходная с высотами апогея/перигея 35950/250 км, наклоном 7 градусов и средняя 23200/23200 км, с наклоном 55 градусов. Эти орбиты выбраны как типовые для попутного запуска кубсатов на Луну. Полет разбивается на три этапа. На первом этапе вектор тяги направлен по касательной к орбите, чтобы обеспечить максимально быстрый уход из радиационных поясов, и заканчивается при увеличении перигея до 40000 км. Значительный

выигрыш дает использование второй из указанных выше стартовых орбит за счет меньшего времени нахождения в радиационных поясах.

На втором этапе конструирования миссии решается краевая задача с минимизацией квадрата ускорения. Ее цель – достичь «горлышка», т.е. точки либрации  $L_1$  системы Земля–Луна. Далее наступает третий этап миссии – снижение от точки  $L_1$  до финальной орбиты вокруг Луны, которая для Vifrost выбрана почти полярной с высотой 100 км. Тормозящее ускорение на этом этапе направлено против вектора скорости аппарата. Интегрирование ведется в обратном времени – от финальной орбиты до точки  $L_1$ . Время перелета на всех трех участках траектории рассчитывается как результат решения оптимизационной задачи на ограничениях. Общий вид траектории перелета представлен на рис. 4 в геоцентрической инерциальной системе координат. Здесь голубым цветом обозначен первый этап – раскрутка вокруг Земли до 40000 км, красным – второй этап, т.е. достижение точки либрации  $L_1$ .

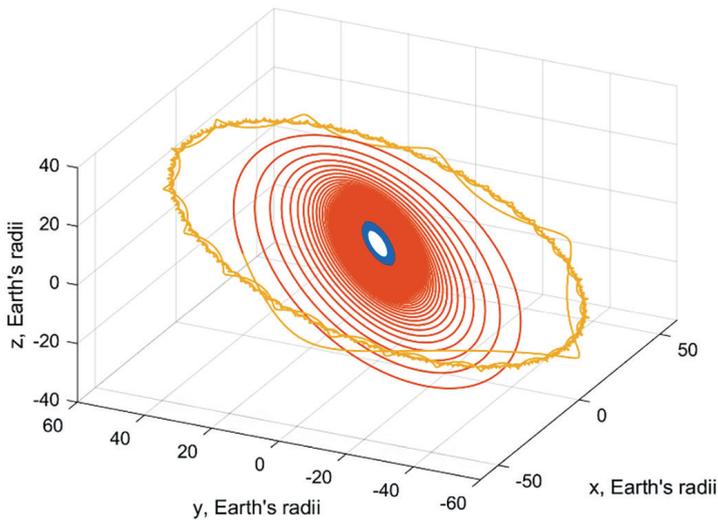


Рис. 4. Пример перелета со средней околоземной орбиты на низкую окололунную орбиту

Желтым цветом обозначена спиральная траектория на третьем этапе, заканчивающемся выходом КА на низкую окололунную орбиту. Последний этап в селеноцентрической инерциальной системе координат показан отдельно на рис. 5. Общее время перелета составляет 443 дня, затраты топлива – 4,4 кг. Использование резонансных сближений с Луной позволит на втором этапе миссии несколько сэкономить топливо, но приведет к увеличению времени перелета на пару месяцев.

Поясним, чем вызван интерес к этой миссии. Для реализации межпланетного перелета нужен отлетный импульс, для достижения Луны – это около 3,2 км/с. Для кубсата нужен попутный запуск с обеспечением отлетного импульса, дожидаться которого совсем не просто: не так много и не так часто реализуются межпланетные миссии, к тому же они, как правило, сопровождаются предельной загрузкой комплекса выведения по массе и переносами времени запуска. В качестве примера можно привести переносы запусков КА «Орион» на SLS и КА «Луна-25» с использованием разгонного блока «Фрегат». Необходима альтернатива.

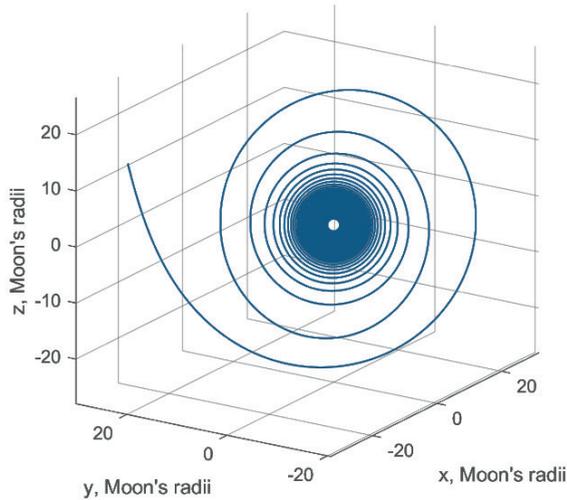


Рис. 5. «Скрутка» по спирали из точки  $L_1$  до низкой окололунной орбиты

В основном КА выводятся на низкие околоземные орбиты, которые не подходят как стартовые для межпланетных кубсатов, снабженных двигателями малой тяги: что стоит только высокий уровень накопленной радиации при прохождении радиационных поясов! По сравнению с этим проблема неприемлемой длительности миссии отходит на второй план. На средние же орбиты выводятся, в частности, навигационные спутники, на геопереходные – высокие метеорологические и связные спутники, количество которых несравнимо выше, чем межпланетных КА. Конечно, специфика таких спутников может также усугубляться ограничениями со стороны их заказчиков на наличие попутной нагрузки, но все же это лучше, чем полное отсутствие попутного запуска.

Геопереходные орбиты, как правило, имеют три величины наклонения: полученные выводом с американского мыса Канаверал, с японского и китайского полигонов – около 28,5 градусов, с Куру (французская Гвиана) – 7 градусов, с Байконура – 46 градусов. С точки зрения минимизации накопленной дозы радиации при прохождении радиационных поясов геопереходная орбита, формируемая с Байконура, наиболее щадящая. Именно поэтому миссия Vifrost была рассмотрена выше так подробно.

Обсудим второй способ реализации низкоэнергетических траекторий, когда увеличение константы интеграла Якоби реализуется сторонними силами – внешними по отношению к задаче трех тел Земля–Луна–КА. Речь идет о привлечении гравитационного поля Солнца. В качестве примера упомянем планируемую среди 13-ти кубсатов на SLS миссию IceCube. Внешний вид аппарата представлен на рис. 6 [26].

Миссия базируется на 6U-кубсате с ионным двигателем, обеспечивающим тягу 1,2 мН, удельный импульс 2500 с и при массе топлива 1,5 кг суммарное  $\Delta V$  около 1,2 км/с [26]. На отлетной траектории после отделения от ракеты на кубсате включается двигатель, чтобы изменить траекторию. За несколько включений двигателя поворачивается картинная плоскость Луны, а энергия КА изменяется так, что аппарат движется под действием притяжения Земли и Солнца, перед тем как вернуться к Луне. В комбинации с включением малой тяги действие на этих участках траектории солнечных и лунных возмущений позволяют поднять перигей для достижения орбиты

Луны, повернуть линию апсид и достичь баллистического сближения с Луной. В совокупности все это снижает требования к величине  $\Delta V$  для захвата аппарата Луной (рис. 7) [27]. Длительность такого перелета – около трех месяцев. Еще одна цель, реализуемая при такой схеме полета, – это сокращение времени нахождения КА в радиационных поясах Земли. Иными словами, когда КА направляется к точке либрации  $L_1$  системы Земля–Солнце, он подвергается действию возмущений со стороны Солнца, приводящему траекторию в окрестность Луны и в конце концов к захвату КА.

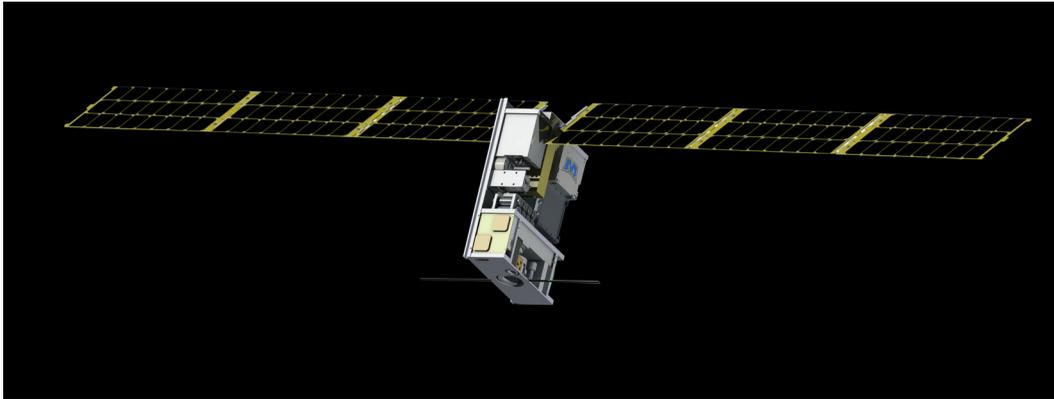


Рис. 6. Скетч 6U-кубсата IceCube

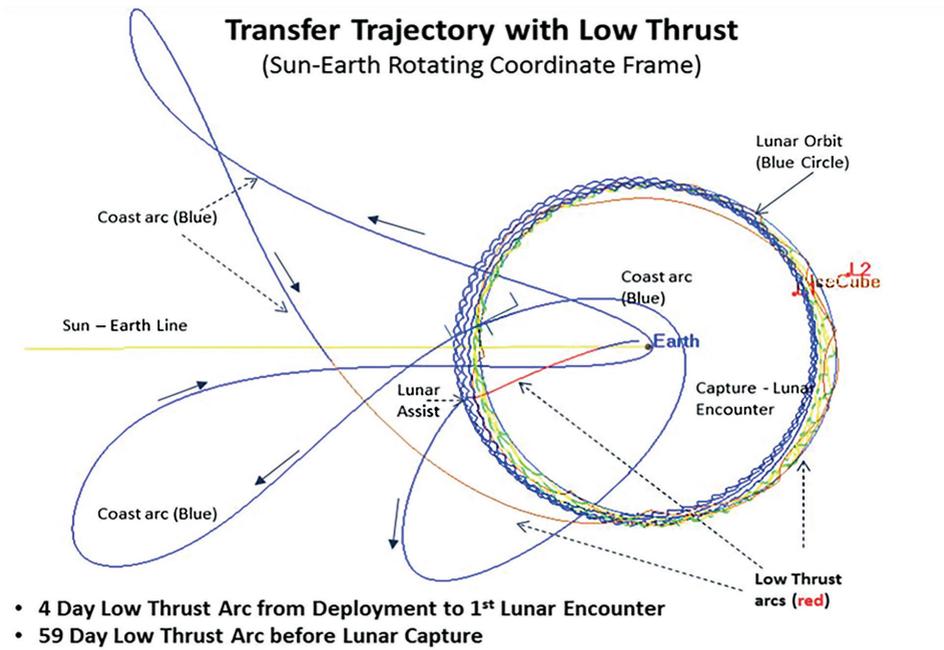


Рис. 7. Сближение кубсата IceCube с Луной по низкоэнергетической траектории

Основным баллистическим достижением миссии IceCube должно быть обеспечение захвата КА Луной при недостаточном  $\Delta V$  для прямого отлета к Луне. Для реализации прямого перелета потребовалось бы  $\Delta V$ , равное 2,8 км/с. При наличии на борту

всего лишь 1,3 кг топлива такой прямой перелет просто невозможен. Используемый подход для конструирования траектории можно назвать либо возмущенной ограниченной задачей трех тел, так как используется притяжение внешнего по отношению к системе Земля–Луна–КА небесного тела – Солнца, либо частной задачей четырех гравитирующих тел.

Необходимо сказать еще об одном методе конструирования межпланетных траекторий – использовании инвариантных многообразий. Речь идет именно о методе построения межпланетных траекторий, а не о движениях КА. Действительно, аппарат «не знает», по какой траектории он движется, будь то эллиптическая орбита или инвариантные многообразия или сопряженные конические сечения. Для разработчика это просто разные способы описания или приближения его движения. Усложнение моделей движения может привести к обнаружению новых движений, как, например, переход от метода сопряженных конических сечений к ограниченной круговой задаче трех тел позволил обнаружить низкоэнергетические траектории, включая и инвариантные многообразия [28].

Вокруг неустойчивых коллинеарных точек либрации  $L_1$ ,  $L_2$ ,  $L_3$  в задаче трех тел существуют периодические гало-орбиты и квазипериодические орбиты Лиссажу. В зависимости от начальных условий фазовые траектории могут стремиться к этим орбитам (устойчивые многообразия) либо, наоборот, удаляться от них (неустойчивые многообразия). Пример таких многообразий приведен на рис. 8, где  $a$  – устойчивые, а  $b$  – неустойчивые.

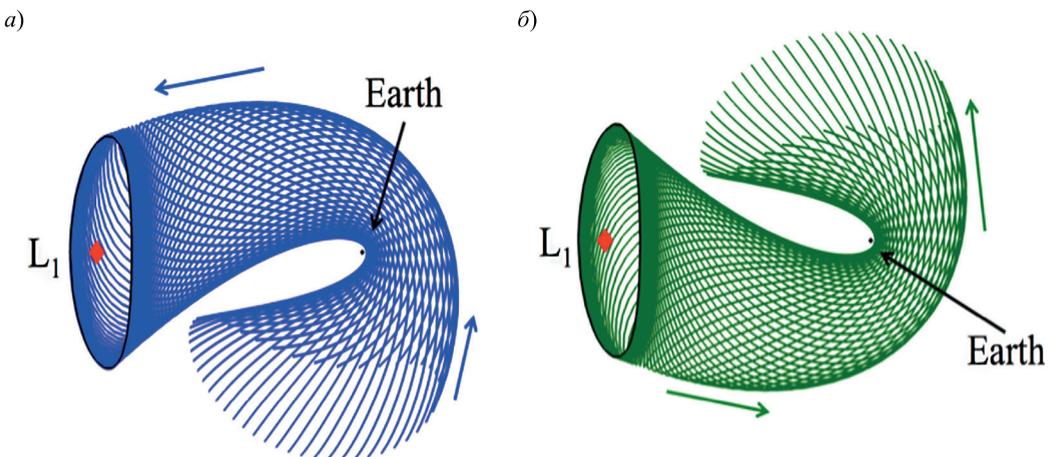


Рис. 8. Инвариантные многообразия точки  $L_1$  системы Земля–Солнце во вращающейся с ними системе координат [25]

Если говорить кратко, то точка (или орбиты вокруг нее)  $L_1$ , находящаяся между двумя телами (ближе к менее массивному) в системе Земля–Солнце, подходит для наблюдения Солнца (первым аппаратом, работавшим вблизи этой точки, был ISEE-3, запущенный в 1978 г.), а в системе Луна–Земля подходит для размещения орбитальной лунной станции. Точка (или орбиты вокруг нее)  $L_2$ , находящаяся за менее массивным телом, в системе Земля–Солнце подходит для размещения телескопов и обсерваторий даже лишь при частичном затенении Землей (первым запущенным в 2001 г. туда аппаратом был WMAP, сейчас там работает отечественный аппарат «Спектр-РГ»),

а в системе Луна–Земля – для размещения промежуточного узла связи объектов, находящихся на обратной стороне Луны, с Землей (впервые было предложено Фаркуа в 1968 г., а применено на практике лишь в 2018 г. на китайском спутнике «Цюэцяо» для связи с китайской лунной станцией «Чанъэ-4»).

Точка (или орбиты вокруг нее)  $L_3$ , находящаяся за более массивным телом, в системе Земля–Солнце может быть использована для наблюдения Солнца. Возможен низкоэнергетический перелет между точками  $L_1$  и  $L_2$ . Как это ни удивительно, но устойчивые треугольные точки либрации  $L_4$  и  $L_5$  не привлекают к себе столь пристального внимания, хотя в 2009 г. через эти точки в системе Земля–Солнце пролетел аппарат STEREO. В 2001 г. космический аппарат Genesis был выведен в окрестность точки  $L_1$  системы Земля–Солнце на ляпуновскую гало-орбиту. На это ушло около трех месяцев и по расчету требовалось  $\Delta V$  от 6 до 36 м/с. За три года аппарат совершил четыре оборота по этой орбите (на поддержание гало-орбиты требовалось  $\Delta V$  около 9 м/с в год) и был направлен к точке  $L_2$ . Перелет занял пять месяцев, аппарат прошел более трех миллионов километров. После облета точки  $L_2$  и гравитационного маневра вокруг Луны он сблизился с Землей, выполняя установленные требования на условия посадки (рис. 9) [29].

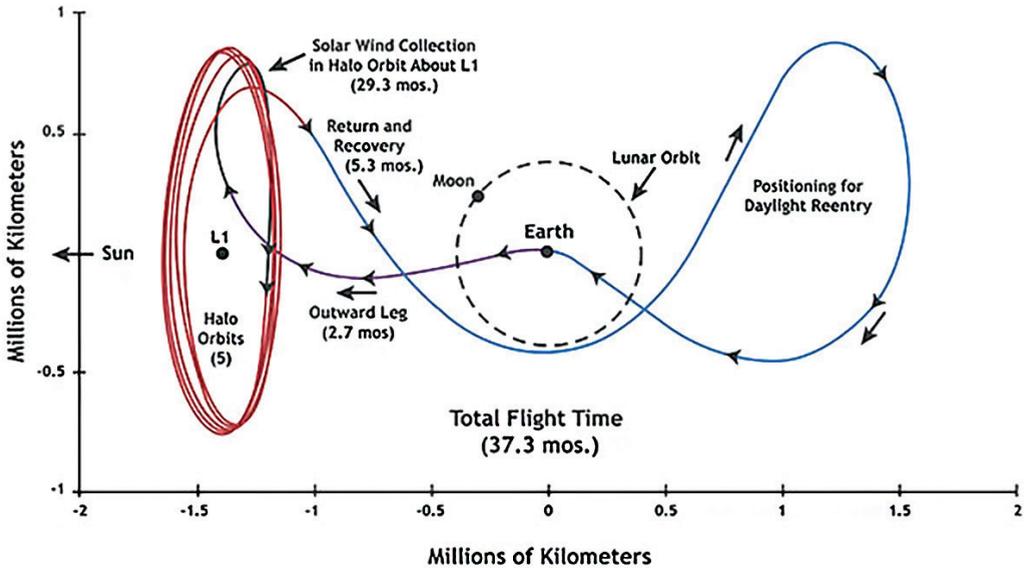


Рис. 9. Круизный план КА Genesis

Естественно, возникает вопрос, как эти методы маневрирования и поддержания орбит могут быть использованы для конструирования миссий на базе кубсатов. Перечисленные в этом разделе аппараты имели массу в несколько сотен килограммов и выше и соответствующий запас характеристической скорости  $\Delta V$ . Большинство кубсатов, даже межпланетных, не обладают запасом характеристической скорости порядка 1 км/с, однако возможности инвариантных многообразий обеспечивают шанс столь слабым в энергетическом смысле аппаратам передвигаться на большие расстояния в пространстве. Цена этого – время. Сравните: длительность перелета IceCube до Луны составляет около трех месяцев, в то время как прямой перелет занимает чуть больше трех дней.

Наличие инвариантных многообразий дает еще одну возможность осуществления межпланетных перелетов. Как уже было показано на примере Genesis, пересекающиеся многообразия позволяют при небольших затратах  $\Delta V$  (порядка 10-20 м/с) «пересаживаться» с неустойчивого многообразия одной точки либрации на устойчивое многообразие другой точки либрации. Вообще говоря, траектории на многообразиях пересекаются под углом друг к другу, и импульс нужен, чтобы поменять направление вектора скорости, направив его по касательной к траектории из устойчивого многообразия. У Genesis переход был выполнен между точками либрации системы Земля–Солнце. Тем не менее если пересекаются многообразия разных систем, то так можно перейти в окрестность точки либрации другой системы, например из системы Земля–Луна в систему Земля–Солнце. Далее, если пересекаются многообразия разных систем планета–Солнце, то так можно перейти из системы Марс–Солнце в систему Юпитер–Солнце и так далее. Многообразия системы Земля–Солнце не пересекаются с многообразиями систем, образуемых соседними с Землей планетами и Солнцем, но решение этой проблемы уже нашли. Оказывается, эти разрывные участки можно преодолеть, используя двигатели малой тяги или солнечный парус [31]. Конечно, все это требует времени, прецизионного исполнения маневров и надежной навигации.

### **О навигации в межпланетных миссиях**

Что касается навигации при выполнении межпланетной миссии, то, в отличие от mission design с внедрением новых математических подходов и методов теории динамических систем, здесь особого прогресса не наблюдается. Необходимо измерять расстояние и доплеровский сдвиг частоты на уже ослабленном сигнале, иметь оценку орбиты. Для окололунных орбит можно использовать УВЧ-диапазон, но для уменьшения потерь целесообразно применять S-, X- и Ka-диапазоны. Для передачи данных при скорости не более нескольких кбит/с доступные на 6U-кубсатах уровни мощности вполне приемлемы. Учитывая ограничения, связанные с большими расстояниями, межпланетные кубсаты должны в конечном итоге обладать значительной автономией программного и аппаратного обеспечения, чтобы обрабатывать на борту большие объемы данных, иметь алгоритмы для обнаружения и реагирования на нештатные ситуации и для минимизации необходимости взаимодействия с Землей.

Одним из примеров применения оптической автономной системы навигации служит LICIAcube в рамках испытания перенаправления двойного астероида (Double Asteroid Redirection Test – DART) миссии NASA [32]. Другим примером автономной оптической навигации по видимым небесным телам является миссия BIRDY при полете на Марс по пролетной траектории [33]. При точности определения положения тел в  $0,2''$  точность определения положения аппарата по триангуляции этих тел по  $3\sigma$  составляет 30 км [34]. Включение кубсатов в круг межпланетных миссий с необходимостью будет способствовать ускорению разработки автономных систем принятия решений на основе современных математических методов, включая и элементы искусственного интеллекта.

Навигационные алгоритмы и аппаратные средства, необходимые для автономных межпланетных кубсатов, во многом такие же, как и для крупномасштабных межпланетных миссий. Они требуют по существу тех же ресурсов, что и другие межпланет-

ные миссии. Если же кубсат играет вспомогательную роль в межпланетной миссии, то есть предполагается его доставка в составе основного, более мощного аппарата к планете назначения с дальнейшим его отделением, то можно будет воспользоваться ресурсами, предоставляемыми основным аппаратом, например решать задачу относительной навигации. В будущем будут развиваться оптические средства передачи информации, требующие меньше энергетических затрат и приемных устройств меньших размеров. В настоящее время создаются чиповые атомные часы космического применения, активно прорабатывается использование пульсаров [16].

### **Заключение**

Малые аппараты «ворвались» в наш космический мир две декады назад, кубсаты – в прошлую декаду. Появлению малых аппаратов способствовали миниатюризация элементной базы, легкие конверсионные и специализированные носители и возможность попутного запуска, сокращение финансирования космической отрасли в мире. Они способствовали приходу в отрасль молодежи, требующей «все и сразу». Чем кубсат не средство для реализации таких амбиций! Околосемное применение малых аппаратов постепенно переходит в полосу индустриализации – уже созданы целые заводы по их производству. Научный интерес переходит в межпланетную сферу: здесь есть потребность в свежих математических идеях и методах для разработки и реализации миссий на базе кубсатов. Для конструирования межпланетных миссий используются традиционные методы – сопряженные конические сечения, гравитационные маневры (традиционные, иногда с эффектом Оберта и внешние – резонансные сближения), низкоэнергетические траектории, обнаруженные в рамках задачи трех тел. Наглядным инструментом являются инвариантные многообразия, существующие в окрестности коллинеарных точек либрации. Входят в обиход разработчика и ограниченные круговые задачи четырех тел. Как обычно, необходимо найти компромисс между наглядностью, достоверностью результата и сложностью методов, применяемых при исследованиях моделей.

Новые методы обеспечения навигации межпланетных миссий на кубсатах требуют разработки новой элементной базы, которую можно адаптировать к столь малогабаритным аппаратам. Задачи ждут новых исследователей.

*Автор благодарит С.П. Трофимова за полезные обсуждения при подготовке статьи.*

### **ЛИТЕРАТУРА**

1. <https://en.wikipedia.org/wiki/CubeSat> (обращение 01.10.2021).
2. <https://www.busek.com/rf-ion-thrusters> (обращение 01.10.2021).
3. <https://www.nasa.gov/artemis-1> (обращение 01.10.2021).
4. <https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/marco.php> (обращение 01.10.2021).
5. Walker, R., Walker, R., Binns, D., Bramanti, C., Casasco, M., Concari, P., Izzo, D., Feili, D., Fernandez, P., Fernandez, J.G., Hager, Ph., Koschny, D., Pesquita, V., Wallace, N., Carnelli, I., Khan, M., Scoubeau, M., Taubert, D., Deep-space CubeSats:thinking inside the box, *Astronomy & Geophysics*, 2018, vol. 59, issue 5, pp. 5.24–5.30, <https://doi.org/10.1093/astrogeo/aty232>.
6. [https://en.wikipedia.org/wiki/List\\_of\\_missions\\_to\\_the\\_Moon](https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_missions_to_the_Moon) (обращение 01.10.2021).
7. Cheetham, B., Cislunar Autonomous Positioning System Technology Operations and Navigation Experiment (CAPSTONE), <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2020-4140>.

8. Trofimov, S., Shirobokov, M., Tselousova, A., Ovchinnikov, M., Transfers from near-rectilinear halo orbits to low-perilune orbits and the Moon's surface, *Acta Astronautica*, 2020, vol. 167, pp. 260–271, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.10.049>.
9. Parker, J., Cheetham, B., Gardner, T., Forsman, A., Kayser, E., Keynote: CAPSTONE: Pathfinder for the Lunar Gateway, *72nd International Astronautical Congress (IAC)*, 2021, Dubai, United Arab Emirates, IAC-21-B4.3.1, 7 p.
10. [https://en.wikipedia.org/wiki/ZhengHe\\_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/ZhengHe_(spacecraft)) (обращение 01.10.2021).
11. Creech, S.D., NASA's Space Launch System: Launch Capability for Lunar Exploration and Transformative Science, *IEEEExplore*, 21 August 2020, DOI: 10.1109/AERO47225.2020.9172508.
12. Racca, G.D., Marini, A., Stagnaro, L., van Dooren, J., di Napoli, L., Foing, B.H., Volp, J., Brinkmann, J., Grünagel, R., Estublier, D., Tremolizzo, E., McKay, M., Camino, O., Schoemaekers, J., Hechler, M., Khan, M., Rathman, P., Andersson, G., Anflo, K., Berge, S., Bodin, P., Edfors, A., Hussain, A., Kugelberg, J., Larsson, N., Ljung, B., Meijer, L., Mörtzell, A., Nordebäck, T., Persson, S., Sjöberg, F., SMART-1 Mission Description and Development Status, *Planetary and Space Science*, 2002, vol. 50, pp. 1323–1337.
13. Ovchinnikov, M., Shirobokov, M., Trofimov S., Barabash, S., Atterwall, P.-E., Low-thrust micro-spacecraft delivery to a lunar orbit after the launch to GTO or MEO, *71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition*, 12–14 October 2020, IAC-20-C1.4.13, 8 p.
14. Kakoi, M., Howell, K.C., Folta, D., Access to Mars from Earth-Moon libration point orbits: Manifolds and direct options, *Acta Astronautica*, 2014, vol. 102, pp. 269–286. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.06.010.
15. Graziani, F., Sparvieri, N., Carletta, S., A low-cost Earth-Moon-Mars mission using a microsatellite platform, *71st International Astronautical Congress (IAC) – The CyberSpace Edition*, 12–14 October 2020, IAC-20-C1.4.16, 9 p.
16. Malphrus, B., Freeman, A., Staehle, R., Klesh, A., Walker, R., Interplanetary Cubesat missions, *CubeSat Handbook. From Mission Design to Operations*, 1st Edition, Editors: Ch. Cappelletti, S. Battistini, B. Malphrus, Academic Press, 2020, pp. 85–121.
17. Келдыш М.В., Ершов В.Г., Охочимский Д.Е., Энеев Т.М. Теоретические исследования по динамике полета к Марсу и Венере // Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. М.: Наука, 1988, С. 243–261.
18. Платонов А.К. Опостроении движений в баллистике и мехатронике // Прикладная небесная механика и управление движением. Сборник статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е. Охочимского / Составители: Т.М. Энеев, М.Ю. Овчинников, А.Р. Голиков. М.: ИПИМ им. М.В. Келдыша, 2010. С. 127–222. <https://keldysh.ru/memory/okhotsimsky/platonov.pdf>.
19. Space Launch System (SLS), Block 1B Secondary Payloads: ESPA-Type and 27U Cubesat Potential Accommodations, White Paper, April 12, 2019, <https://ntrs.nasa.gov/citations/20190020091>.
20. SLS Mission Planner's Guide, December 19, 2018, <https://ntrs.nasa.gov/citations/20170005323> (обращение 01.10.2021).
21. Shirobokov, M., Trofimov, S., Parametric Analysis of Low-Thrust Lunar Transfers with Resonant Encounters, *Advances in the Astronautical Sciences*, 2016, vol. 158, pp. 579–603.
22. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. 3-е изд., дополн. и переработ. М.: Наука. Главн. ред. физ.-мат. лит.-ры, 1980. 512 с.
23. Oberth, H., Wege zur Raumschiffahrt, R. Oldenbourg Verlag, Munich-Berlin, 1929.
24. <https://www.hou.usra.edu/meetings/V2050/pdf/8203.pdf> (обращение 01.10.2021).
25. Belbruno, E., *The Dynamical Mechanism of Ballistic Lunar Capture Transfers in the Four-Body Problem from the Perspective of Invariant Manifolds and Hill's Regions*, Centre de Recerca Matematica, Preprint, 1994, 24 p.
26. Malphrus, B., Zhirkina, P., Brown, K., Folta, D., Brambora, C., Hurford, T., Grubbm, M., Tsay, M., Clark, P., The lunar IceCube EM-1 mission: Prospecting the Moon for water ice, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2019, vol. 34, issue, pp. 6–14, doi: 10.1109/MAES.2019.2909384.
27. Folta, D.C., Bosanac, N., Cox, A., Howell, K.C., The lunar IceCube mission design: construction of feasible transfer trajectories with a constrained departure, *26th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, February 2016, AAS AAS 16-285, 19 p.
28. Conley, C.C., Low energy transit orbits in the restricted three-body problem, *SIAM J. Appl. Math.*, 1968, vol. 16, issue 4, pp. 732–746.
29. Lo, M., Williams, B., Bollman, W., Han, D., Hahn, Y., Bell, J., Hirst, E., Corwin, R., Hong, P., Howell, K., Barden, B., Wilson, R., GENESIS mission design, *Journal of the Astronautical Sciences*, 2001, vol. 49, no.1, pp. 169–184.

30. Lo, M.W., The Interplanetary Superhighway and the Origins Program, *IEEE Aerospace Conference*, March 2002, Big Sky, MT, USA.
  31. Kakoi, M., Howell, K., Folta, D., Access to Mars from Earth-Moon Libration Point Orbits: Manifold and Direct Options, *Acta Astronautica*, 2014, vol. 102, pp. 269–286, <https://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.06.010>.
  32. Ciaglia, S., Benigno, N.R., El Hariry, M., Tricarico, P., Marchese, V., Battezzati, N., Simonetti, S., A Validation and Calibration Methodology for Autonomous Navigation of Small Satellites, *72nd International Astronautical Congress (IAC)*, 24–29 October, 2021, Dubai, United Arab Emirates, IAC-21-B4.8.3, 7 p.
  33. Segret, B., Vannitsen, J., Agnan, M., Porquet, A., Sleimi, O., Deleffied, F., Miaub, J.-J., Juang, J.-Ch., Wang, K., BIRDY: an interplanetary CubeSat to collect radiation data on the way to Mars and back to prepare the future manned missions, *Proceedings*, 2014, vol. 9150, *Modeling, Systems Engineering, and Project Management for Astronomy VI*; 91501N, doi: 10.1117/12.2056114.
  34. Segret, B., Mosser, B., Autonomous Orbit Determination for a CubeSat Cruising in Deep Space, arXiv:2104.09989v1 [astro-ph.IM] 20 Apr 2021, 18 p.
- 

Ovchinnikov, M.Yu. (Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, Russia)  
Interplanetary Small-Satellite Missions: Ballistic Problems and Their Solutions, *Гироскопия и Навигация*, 2021, vol. 29, no. 4 (115), pp. 3–21.

**Abstract.** The past decade has been marked by an explosive growth in the number of missions with the use of small spacecraft weighing only about tens of kilograms, including CubeSats that are currently widely employed in various applications. For a scientific paper, it is no longer feasible to enumerate and properly analyze the accomplished missions as well as those under development and being planned: information changes so quickly that perhaps only websites with inline renovations can keep track of all the changes in this market. Near-Earth missions of CubeSats increasingly become the prerogative of engineers and production managers. Nowadays, even factories are built to mass-produce small spacecraft. However, interplanetary small-spacecraft missions stand apart because the technologies used to develop large spacecraft for interplanetary missions are not fully applicable to small spacecraft. The same is true of the ballistic aspects of such missions. This is primarily due to the low energy capability of small spacecraft for maneuvering and transmitting signals over long distances. The other equally important aspects are their self-sufficiency, navigation support, and radiation resistance in outer space. From the standpoint of the scientific novelty of the problems that spacecraft have to face and the fundamentals of ballistic implementation, it is interplanetary missions that attract attention of researchers. This paper discusses the opportunities for interplanetary transportation of small spacecraft and formulates the problems that need to be solved in the near future.

**Key words:** small spacecraft, CubeSat, interplanetary mission, ballistics, low-energy trajectory.

Материал поступил 05.10.2021