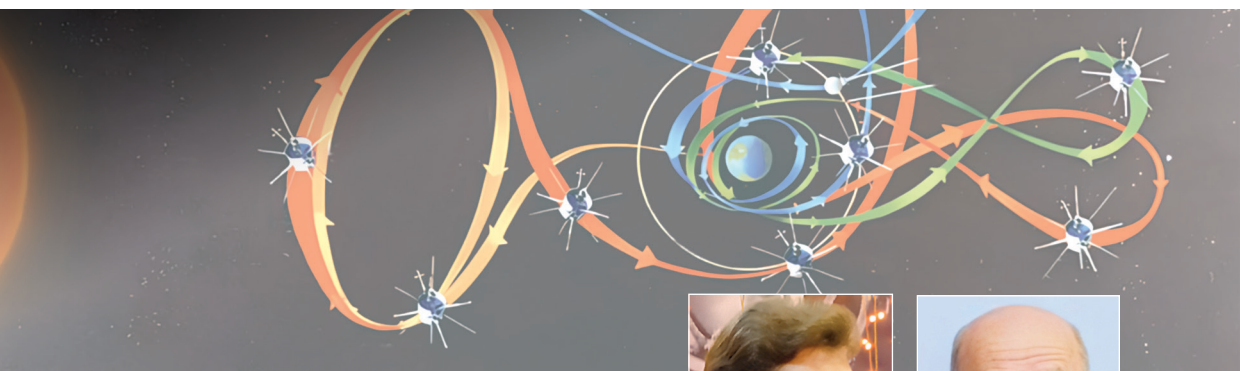


ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ, ИЛИ КАК УПРАВЛЯТЬ ИСКУССТВЕННЫМ СПУТНИКОМ СОЛНЦА ВБЛИЗИ ЗЕМЛИ



ПУПКОВ Максим Владимирович,
аспирант

ЭЙСМОНТ Натан Андреевич,

кандидат технических наук

Институт космических исследований РАН

DOI: 10.7868/50044394825010037



Поступила в редакцию: 28.03.2025

Принята к публикации: 28.03.2025

ПРЕДЫСТОРИЯ И ПРЕДИСЛОВИЕ

Впервые в окрестность солнечно-земной точки либрации L_1 космический аппарат (КА) был запущен в 1978 г. американскими исследователями в рамках проекта по изучению солнечного ветра. Эта точка (как и точка либрации L_2) носит название коллинеарной, потому что находится на линии, соединяющей центры масс Солнца и Земли, по направлению к Солнцу на расстоянии примерно 1.5 млн км от Земли.

Из-за расположения точки L_1 выбранная орбита оказалась очень удобной для решения поставленных на-

учных задач. Как и у нашей планеты, период среднего движения КА вокруг Солнца в этом случае составляет один год. Поскольку частицы солнечного ветра достигают приборов КА до того, как они встречаются с магнитосферой Земли, то появляется некоторый интервал времени для подготовки к этому событию. Для земного наблюдателя КА, оставаясь в окрестности точки либрации L_1 , постоянно следует за Солнцем, что очень выгодно не только для исследования процессов, происходящих на Солнце, но и для передачи получаемых измерений на наземные станции. Таким образом, вслед за первым запущенным на орбиту около L_1 КА *International Sun-Earth Explorer 3*

(ISEE-3) в окрестность этой точки практически регулярно, как на дежурство, стали запускаться решающие аналогичные задачи КА.

Все подобные запускаемые КА естественно рассматривать как спутники Солнца, которые движутся вокруг него с той же угловой скоростью, что и Земля, но располагаются на 1.5 млн км ближе к Солнцу. Симметричная точке L_1 точка либрации L_2 находится дальше от Солнца на те же 1.5 млн км и служит аналогичным целям, но обладает важным преимуществом: возможностью экранирования от Солнца. В дальнейшем обратим наше внимание именно на точку L_2 .

КАРТИНА ДЕЙСТВУЮЩИХ СИЛ

Очевидно, что необходимая центростремительная сила для движения по окружности около Солнца на большем расстоянии должна быть больше. Так, если к начальной центростремительной силе добавить дополнительную, реализуемую притяжением Земли, то при расстоянии от нашей планеты в 1.5 млн км получается требуемое для равенства периодов движения спутника и Земли вокруг Солнца значение центростремительной силы (тяготение Солнца плюс тяготение Земли).

О ВОЗМОЖНОСТИ РАСШИРЕНИЯ ОБЛАСТИ ПЕРВОНАЧАЛЬНЫХ ЗАДАЧ

Интересна дальнейшая судьба ISEE-3. После выполнения программы по исследованию солнечного ветра этот КА был перенаправлен на решение совершенно иной задачи: исследование комет. Его название было изменено на *International Cometary Explorer* (Международный Исследователь Комет, ICE),

и после выполнения серии гравитационных маневров у Луны он был направлен в сторону кометы Джакобини-Циннера. Эта последовательность маневров оказалась возможной благодаря достаточным резервам рабочего тела на борту КА после выполнения основной миссии.

Полученный опыт управления движением этого КА был перенесен на в каком-то смысле симметричную задачу, а именно для полетов в окрестности упомянутой выше точки либрации L_2 . И ее окрестность оказалась даже более востребованной для экспериментов, чем область вблизи точки L_1 . Причиной таких предпочтений при выборе орбиты стала в дополнение к близости Земли, что важно для радиолиний, возможность экранировать КА от нежелательного воздействия излучения и Солнца, и Земли одновременно. Исходя из этих требований, в НПО им. Лавочкина и ИКИ РАН в сотрудничестве с американской стороной (Applied Physics Laboratory – APL) был разработан научный эксперимент «Реликт-2». Руководителем американской группы участников проекта был Роберт Фаркуар (Robert Farquhar), автор и руководитель проекта ISEE-3/ICE, что позволило в значительной мере использовать концепции и приобретенный опыт, полученные при реализации проекта ICE. В качестве прототипа был выбран КА серии «Прогноз». Этот КА стабилизируется вращением таким образом, что его ось вращения следует за направлением на Солнце за счет использования газореактивных двигателей, включаемых примерно один раз в десять суток (соответственно, осям вращения позволяет отклоняться от направления на Солнце примерно на 10 градусов), что сходно с устройством аппарата ICE.

Единственная существенная доработка прототипа состояла в установке

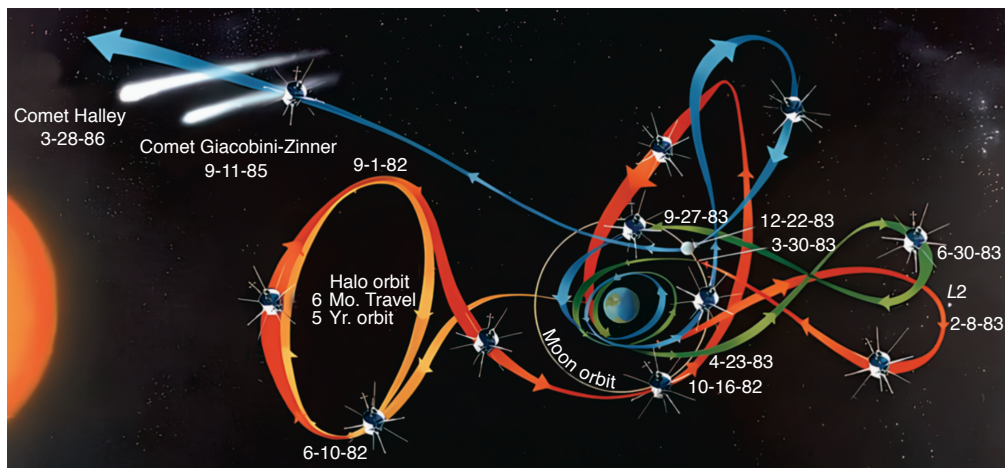


Рис. 1. Траектория движения Международного Исследователя Комет (NASA). Источник: Dunham D.W., Farquhar R.W. The 2014 Earth return of the ISEE-3/ICE spacecraft // Acta Astronautica

небольших ракетных двигателей на его борту, что было необходимо для коррекции орбиты с целью удержания КА в окрестности точки либрации L_2 .

КОНЦЕПЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

Что касается концепции управления, вместо первоначальных предположений о требовании сохранения номинальной (расчетной) орбиты базовым пунктом стало понимание того, что для удержания КА на орбите в окрестности точки либрации L_2 достаточно управлять величиной всего одного параметра, а именно составляющей скорости КА, направленной под небольшим углом (около 28°) к направлению на Солнце. Это позволило снизить требуемые затраты рабочего тела практически на порядок.

Здесь необходимо пояснить, почему для удержания КА в окрестности коллинеарной точки либрации (L_1 или L_2) требуется регулярно проводить коррекции параметров орбиты. Дело в том, что движение около коллинеарной

точки либрации неустойчиво, следовательно, КА с течением времени стремится покинуть ее окрестность.

Облегчением задачи была указанная выше особенность управления: если требуется просто не позволять КА покидать окрестность точки либрации (а это так в большинстве миссий), то достаточно позаботиться всего об одном параметре движения. В качестве такого параметра выбирается тот, который требует для решения задачи удержания минимальных корректирующих импульсов скорости (расхода рабочего тела), о чем и было сказано выше.

Для «Реликт-2» существенным требованием к его орбите было получение амплитуды движения КА около точки либрации в пределах менее 250 тыс. км. Для выполнения этого требования был принят сценарий миссии, включающий выполнение гравитационного маневра у Луны в ходе выведения КА на требуемую орбиту.

Однако после завершения этой фазы «Реликт-2» дальнейшие работы были свернуты из-за прекращения финансирования этого проекта.

ПРОДОЛЖЕНИЕ КОНЦЕПЦИИ ПРОЕКТА «РЕЛИКТ-2» В ПОСЛЕДУЮЩИХ МИССИЯХ

Тем не менее выполненные исследования и разработки по этому проекту не были напрасными, поскольку их результаты в полной мере были использованы для работы американской космической обсерватории *Wilkinson Microwave Anisotropy Probe* (WMAP), стартовавшей в 2001 году. Обсерватория предназначалась для наблюдения анизотропии реликтового излучения. Поскольку при ее проектировании командой WMAP были нарушены авторские права американской группы «Реликт-2», то между участниками этих программ возник конфликт, правда, без юридических последствий.

Миссия была успешно завершена в 2009 году, ее результаты стали базой Стандартной космологической модели, поскольку позволили определить параметры и свойства ранней Вселенной.

КОСМИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ «СПЕКТР–РЕНТГЕН–ГАММА» И ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КА

Что касается российской стороны «Реликт-2», то результаты выполненных работ были успешно использованы для космической обсерватории «Спектр–Рентген–Гамма» (СРГ), запущенной ракетой-носителем «Протон-М» в 2019 году на орбиту в окрестности L_2 .

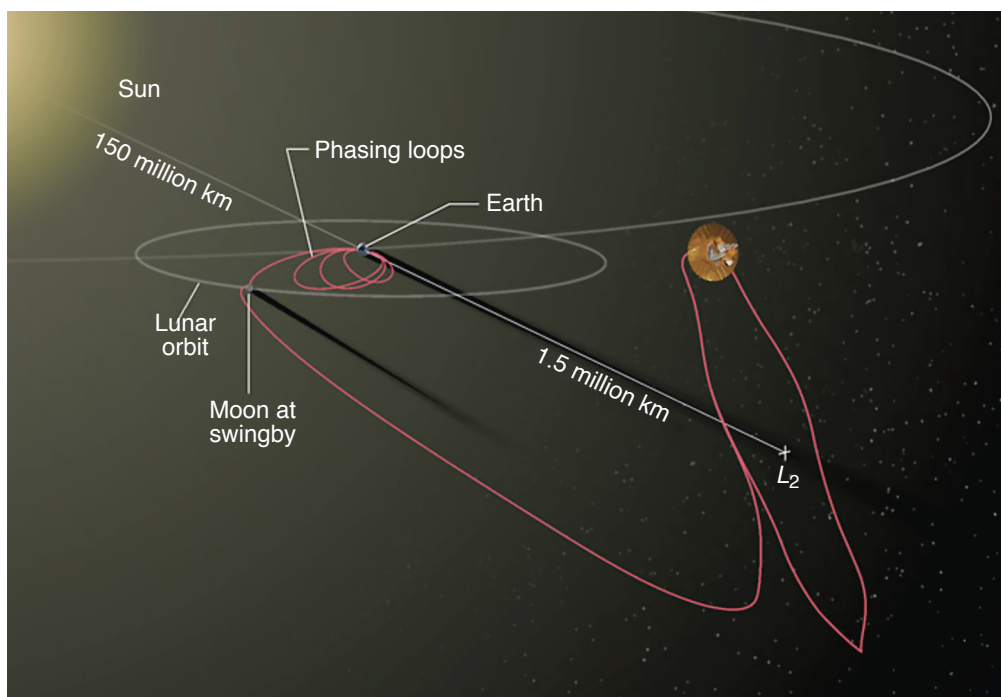


Рис. 2. Траектория движения аппарата WMAP (NASA). Источник: Dunham D.W., Farquhar R.W. *Libration point missions, 1978–2002 // Libration Point Orbits and Applications: Proceedings of the Conference, 2003*

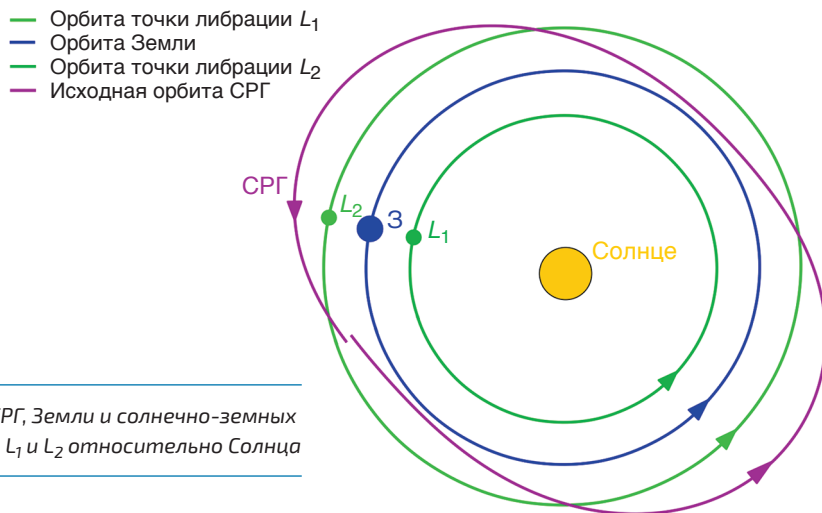


Рис. 3. Орбиты СРГ, Земли и солнечно-земных точек либрации L_1 и L_2 относительно Солнца

С помощью российского рентгеновского телескопа ART-XC (см.: Лутвинов А.А. Телескоп ART-XC им. М.Н. Павлинского обсерватории «Спектр-Рентген-Гамма» // Земля и Вселенная, 2022) измерения в жестком рентгеновском диапазоне ведутся и сейчас. Планируется продолжать эти исследования до исчерпания реального ресурса эксплуатации обсерватории. Гарантированный изготовителем обсерватории (НПО им. Лавочкина) ресурс составляет 6.5 лет.

Основной задачей этого телескопа является построение карты звездного неба в рентгеновском диапазоне с детализацией наиболее «интересных» участков небесной сферы. Для решения этой задачи космическая обсерватория приводится во вращение вокруг оси, следящей за направлением на Солнце. Ось телескопа в этом режиме в течение полугода сканирует всю небесную сферу. Указанное движение телескопа около центра масс обеспечивается установленной на борту системой маховиков. Накапливаемый при таком управлении движением кинетический момент периодически (примерно один раз в сутки) обнуляется управляющим

моментом, создаваемым системой малых ракетных двигателей (процедура «разгрузки маховиков»).

Однако двигательная система всего КА построена таким образом, что тяга двигателей может быть направлена только вдоль одной оси (оси телескопа) в одну сторону для двигателей, используемых для управления движением центра масс и создания момента, ортогонального упомянутой оси. Техническая проблема заключается в том, что принятая система относится к так называемой силовой схеме, то есть, создавая момент для управления движением вокруг центра масс, мы одновременно создаем силу, возмущающую движение центра масс. Другими словами, порождается мешающая работе дополнительная сила.

Также заметим, что двигатели, создающие управляющий момент вдоль оси вращения, являются парой и поэтому в номинале не являются «паразитными» в части воздействия на движение центра масс. Упомянутые выше двигатели, работающие по силовой схеме, было предложено использовать при их включениях для разгрузки маховиков таким образом, чтобы одновремен-

но они создавали тягу в нужном направлении и, соответственно, генерировали импульсы коррекции орбиты, поддерживающие требуемое движение центра масс.

Было показано, что при оптимальном планировании операций работы телескопов такой подход практически применим и позволяет снизить расход рабочего тела до минимума. Поэтому соответствующий сценарий был принят как рабочий при планировании операций управления движением обсерватории «Спектр–Рентген–Гамма».

Отдельный интерес представляет задача выведения КА на орбиту в окрестности L_2 при старте с низкой околоземной орбиты.

ОСОБЕННОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ СРГ НА ЦЕЛЕВУЮ ОРБИТУ

Оказывается, что задача выведения КА на орбиту в окрестности точки L_2 при старте с низкой околоземной орбиты решается путем сообщения КА на исходной низкой круговой орбите всего одного разгонного импульса. И здесь наблюдается следующая зависимость величины этого импульса от высоты исходной орбиты: чем выше орбита, тем больше величина необходимого импульса, но при этом тем меньше амплитуда движения КА по результирующей орбите в окрестности L_2 . Таким образом, если требуется вывести КА на целевую орбиту в окрестности L_2 , используя в первую очередь возможности ракеты-носителя, то приемлемым является сценарий с первоначальным запуском разгонного блока с КА на круговую орбиту с увеличенной высотой и последующим переходом на орбиту, продолжением которой является уже целевая орбита в окрестности L_2 с уменьшенной амплитудой.

В нашем случае ракета-носитель «Протон-М» позволяла реализовать описанный сценарий, поскольку ее номинальные возможности по выведению полезной нагрузки на орбиту около L_2 значительно превышали требуемые. Однако в реальных условиях этого сделать не удалось в силу необходимости доработок используемой телеметрической системы.

Другой возможный вариант перевода КА на нужную орбиту (с уменьшенной амплитудой движения около L_2), который планировался для «Реликт-2», включает в себя гравитационный маневр около Луны. Однако он не был принят из-за предполагаемого для этого сценария снижения надежности решения задачи в целом.

Заметим, что, по-видимому, аналогичные опасения привели к отказу от гравитационного маневра и для похожих европейских проектов: тогда в окрестность L_2 одной ракетой-носителем изначально были запущены два аппарата, «Гершель» и «Планк». В качестве ракеты-носителя использовалась «Ариан-5» с разгонным блоком, который вывел эти аппараты на орбиту около L_2 с изначальной довольно большой амплитудой около 800 тыс. км, достигаемой одним включением двигателя. Затем после отделения аппаратов дополнительным импульсом космическая обсерватория «Планк» была переведена на орбиту с меньшей амплитудой, около 400 тыс. км.

Требования по поддержанию малой амплитуды являются следствием необходимости удержания угла между направлением на антисолнце и направлением на Землю. Поскольку этот угол совпадает с углом между осью антенны и направлением на Землю, то для обеспечения требуемой скорости передачи телеметрической информации этот угол должен быть достаточно мал (в силу того, что антенна была выбрана

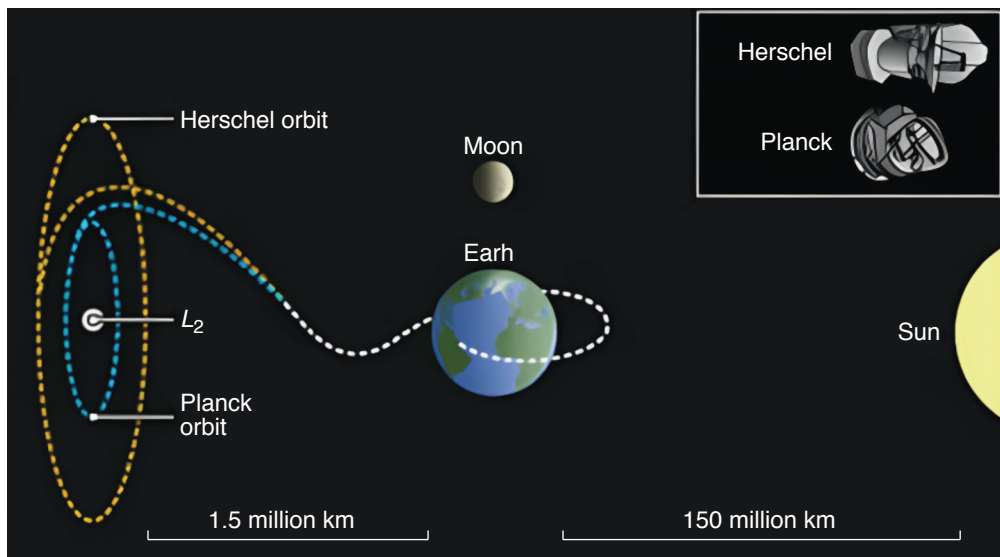


Рис. 4. Траектории движения аппаратов «Гершель» и «Планк» (ESA).

Источник: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/hso>

так называемого рупорного типа без возможности поворота ее оси относительно корпуса КА).

Точно такой же подход был выбран и для обсерватории «Спектр–Рентген–Гамма». В обоих случаях следование одной из осей за антисолнцем определялось требованием обеспечения необходимого теплового режима соответствующих приборов на КА. В результате удалось в случае «Планка» поддерживать на приборе температуру на уровне 0.1 К, что является абсолютным рекордом. Задача космической обсерватории «Планк» была аналогична той, что возлагалась на WMAP, т. е. наблюдение анизотропии реликтового излучения. Но при этом технологические возможности у «Планка» были радикально улучшены за счет применения активного охлаждения приборов жидким гелием. С другой стороны, запасом гелия на борту ограничивается эксплуатационный ресурс аппарата, и в случае «Планка» он легко предсказуем. В иных случаях (СПГ и «Гершель»)

время эксплуатации определяется массой рабочего тела на борту, необходимого для управления движением КА. В этом плане оптимизация управления по расходу рабочего тела является не просто важной, а критически важной задачей для миссии в целом.

Указанная особенность является следствием неустойчивости орбиты в окрестности коллинеарной точки либрации. Неустойчивость проявляется в экспоненциальном по времени росте отклонения от расчетной орбиты, что требует такого же роста расхода рабочего тела. Следовательно, невыполнение маневра коррекции орбиты в расчетное время может привести к катастрофическим для миссии последствиям. Таким образом, на борту необходимо хранить резервный запас рабочего тела, по крайней мере в течение планируемого срока эксплуатации КА. Очевидно, что по истечении этого срока очень велика вероятность того, что на борту останется упомянутый резерв рабочего тела.

И возникает вопрос, как оптимальным способом использовать этот резерв. Очевидно, что вопрос должен быть решен на этапе планирования миссии, или по крайней мере до завершения ее номинального сценария.

СЦЕНАРИИ РАСШИРЕНИЯ И ПРОДОЛЖЕНИЯ МИССИИ СРГ

В нашем случае как прототип сценария продолжения миссии СРГ может быть рассмотрен проект ICE-3.

В отличие от ICE-3 космический аппарат СРГ предлагается после завершения основной миссии направить не к комете, а к астероиду Апофис с целью его исследовательского пролета в близкой окрестности. Рассматривается также как альтернативный вариант пролет другого потенциально опасного астероида, а именно 1997 XF₁₁.

Апофис как объект изучения предлагается в силу того, что он пролетит вблизи Земли на расстоянии 30 тыс. км от ее поверхности 13 апреля 2029 года. По имеющимся оценкам, в настоящее время есть надежда, что требуемые для управления движением СРГ системы будут к тому времени работоспособны, а также будут и необходимые для выполнения требуемых маневров запасы рабочего тела на борту.

Если не проводить модификаций программного обеспечения на борту КА, например для целей использования имеющихся оптических приборов, то даже в этом случае реализуем эксперимент по определению массы астероида. Дело в том, что при достаточно близком (порядка нескольких километров) пролете астероида притяжение последнего изменит изначальную траекторию КА. И по этому изменению, получаемому средствами траекторных измерений, можно будет определить массу астероида. Заметим,

что такой подход был успешно применен в американском проекте NEAR при близком пролете астероида Матильда.

Астероид Апофис также примечателен и тем, что за несколько дней до сближения с Землей в 2029 году он пролетит вблизи окрестности солнечно-земной точки либрации L_2 . По предварительным оценкам, это небесное тело будет также пролетать и недалеко от СРГ. Без проведения дополнительных коррекций его орбиты минимальное расстояние пролета астероида относительно аппарата будет составлять порядка 400 тыс. км. (Для сравнения, среднее расстояние от Земли до Луны составляет 384.4 тыс. км.)

Возникает вопрос, можно ли путем приложения необходимых импульсов к космическому аппарату СРГ изменить его орбиту в окрестности солнечно-земной точки либрации L_2 таким образом, чтобы расстояние в момент сближения с астероидом было минимальным? Ответ – да, действительно, можно. При реализации такого сценария перелета затраты рабочего тела могут оказаться весьма значительными, однако его текущего запаса должно хватать.

Преимуществом предлагаемого плана является тот факт, что СРГ во время перелета к Апофису остается в окрестности L_2 . Во время перелета к астероиду и после сближения с ним КА может продолжать решать свои первоначальные научные задачи.

Однако это не единственный возможный сценарий перелета обсерватории СРГ к астероиду Апофис. Существуют варианты перевода этого КА на траектории сближения с Апофисом и при куда меньших расходах топлива. Но в этих случаях КА все же придется покинуть окрестность точки либрации и сблизиться с астероидом в другой области космического пространства около Земли.



Рис. 5. Схема № 1 перелета СРГ к Апофису

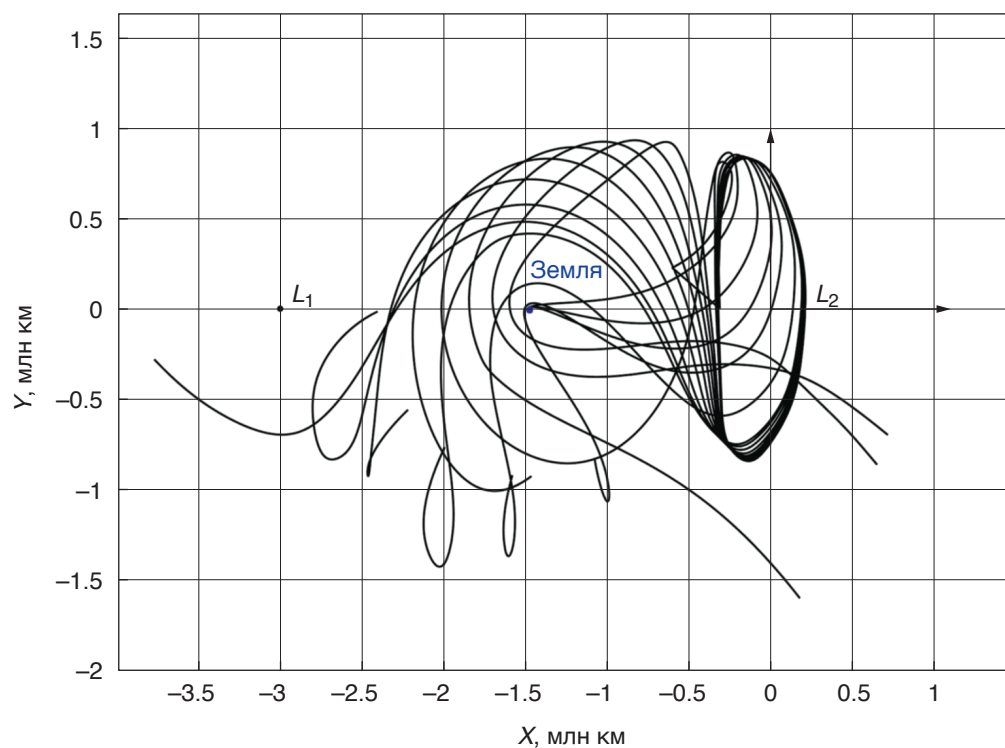


Рис. 6. Пример множества неустойчивого многообразия

С орбитами вокруг точек либрации связано два множества траекторий: устойчивое и неустойчивое многообразие. При движении по траектории пер-

вого типа КА выводится на орбиту около точки либрации, а при движении по траектории второго типа, наоборот, уходит. Для того чтобы перевести КА на

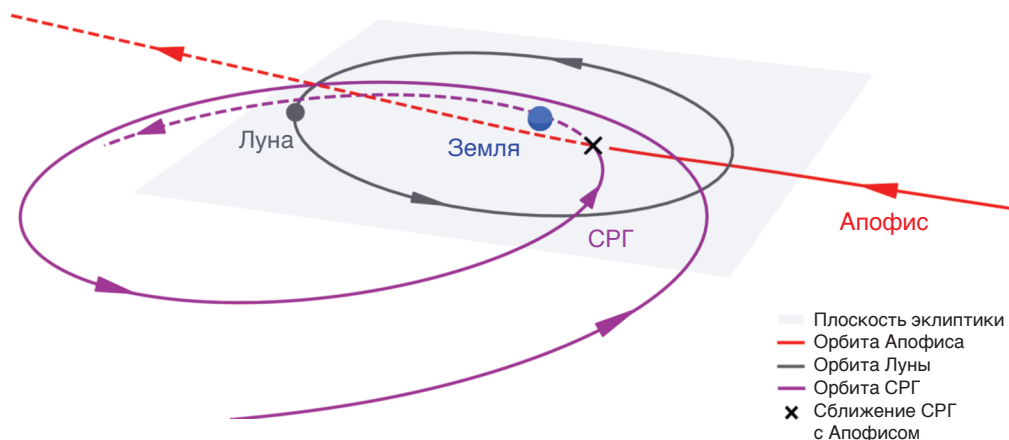


Рис. 7. Схема № 2 перелета СРГ к Апофису

траекторию множества неустойчивого многообразия, практически не нужно тратить топливо. Здесь факт неустойчивости движения объектов около коллинеарных точек либрации является преимуществом, а не недостатком.

Поэтому во второй предлагаемой схеме перенаправление СРГ к Апофису происходит по траектории, принадлежащей множеству неустойчивого многообразия. В этом случае аппарат может сблизиться с астероидом на расстоянии около 20 тыс. км 13 апреля 2029 года.

Для минимизации расстояния сближения необходимо приложить дополнительные импульсы к КА, однако их суммарная величина все равно будет в несколько раз меньше, чем в первой схеме перелета. При таком сценарии сближение СРГ с Апофисом произойдет на расстоянии порядка 100 тыс. км от Земли. Спустя несколько часов после сближения астероид будет на минимальном расстоянии от нашей планеты, 30 тыс. км. Тем временем обсерватория СРГ продолжит движение по высокоэллиптической сильно эволюционирующей орбите.

При реализации такого сценария перелета существует возможность вернуть КА в окрестность исходной ор-

биты после пролета вблизи Апофиса. К примеру, когда КА будет находиться на минимальном расстоянии от Земли, т. е. в перигеуме своей орбиты, можно приложить небольшой импульс (затраты на реализацию которого могут составить всего несколько килограммов топлива), который переведет СРГ на траекторию устойчивого многообразия, но уже связанного с орбитой около солнечно-земной точки либрации L_1 .

Несмотря на то что расстояние между L_1 и L_2 составляет целых 3 млн км, перемещаться КА может между ними, совершенно не расходуя топливо. Это возможно по той причине, что существуют так называемые безымпульсные переходы между симметричными орбитами вокруг этих точек. Другими словами, если КА движется по орбите вокруг точки либрации L_1 , то он может переместиться без затрат рабочего тела на симметричную ей орбиту, но вокруг точки L_2 , и наоборот.

Таким образом, полная схема перелета (№ 2) СРГ к Апофису глобально будет состоять из четырех участков:

- 1) увод КА с исходной орбиты к Земле по траектории неустойчивого многообразия;

2) движение космической обсерватории СРГ к астероиду Апофис;

3) перелет на орбиту вокруг L_1 ;

4) «бесплатный» перевод КА с орбиты около L_1 на орбиту вокруг L_2 .

Хоть и суммарные затраты топлива при таком варианте в несколько раз меньше, чем в первом случае (когда КА не покидает окрестность исходной орбиты), данный перелет к астероиду с последующим возвратом в окрестность исходной точки либрации является достаточно долгим, а конечная орбита будет сильно отличаться от первоначальной.

Также существует и в какой-то степени «обратный случай»: перевод космической обсерватории СРГ с исходной орбиты в окрестности L_2 на симметричную орбиту в окрестности L_1 (как отмечалось ранее, это возможно сделать практически без затрат рабочего тела), а затем осуществление перелета с новой орбиты вокруг L_1 к Апофису по траектории неустойчивого многообразия. При реализации такого сценария после сближения с астероидом КА можно будет практически сразу перенаправить на орбиту около исходной

точки L_2 . Затраты топлива в таком случае будут немного меньше, чем в предыдущей схеме (несколько десятков килограммов). Однако конечная орбита в окрестности L_2 будет довольно-таки низкоамплитудной.

Отметим, что во всех приведенных сценариях СРГ не улетает далеко от Земли, а также после сближения с Апофисом может продолжать функционировать в окрестности исходной орбиты.

Таким образом, уже предложено три различных варианта перенаправления космической обсерватории СРГ к астероиду Апофис.

Как было отмечено ранее, еще одним претендентом для изучения может быть астероид 1997 XF₁₁, который сблизится с Землей в конце 2028 года, то есть на полгода раньше, чем состоится сближение Апофиса с Землей. Несмотря на то что орбита этого астероида очень сильно отличается от орбиты Апофиса, он также будет пролетать вблизи точки либрации L_2 . Для сближения СРГ с астероидом 1997 XF₁₁ достаточно увеличить амплитуду исходной орбиты.

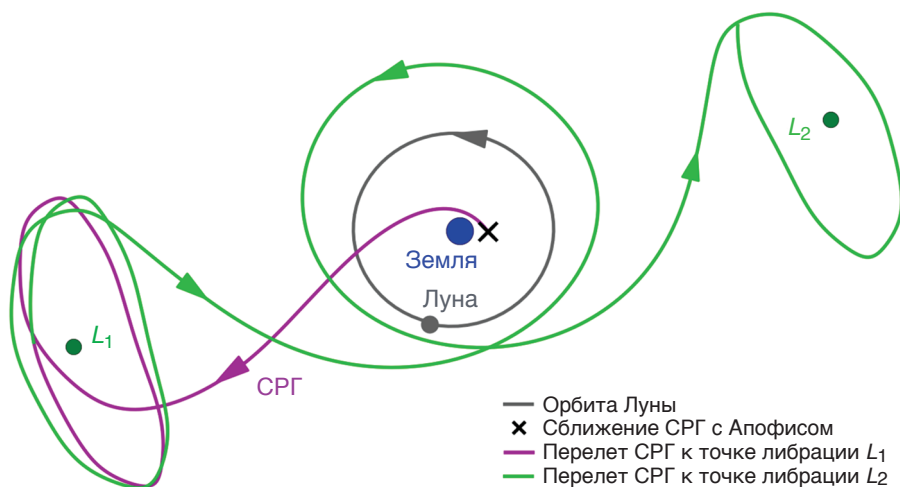


Рис. 8. Траектория возврата СРГ в окрестность точки либрации L_2 после сближения с Апофисом по схеме № 2

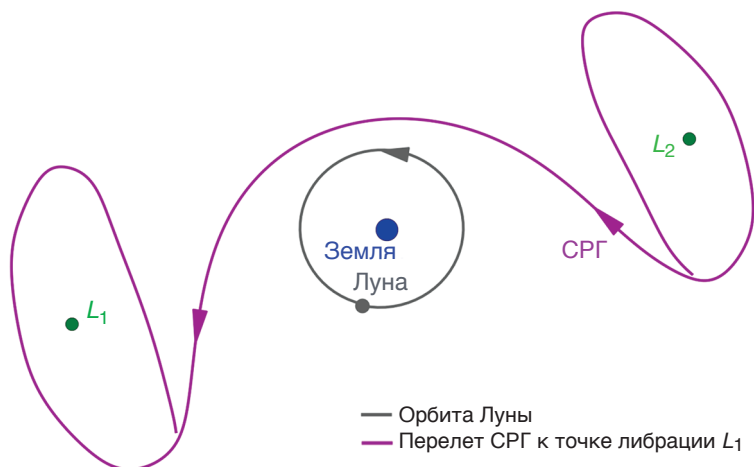


Рис. 9. Перелет СРГ с исходной орбиты около L_2 на орбиту вокруг L_1 для последующего сближения с Апофисом по схеме № 3

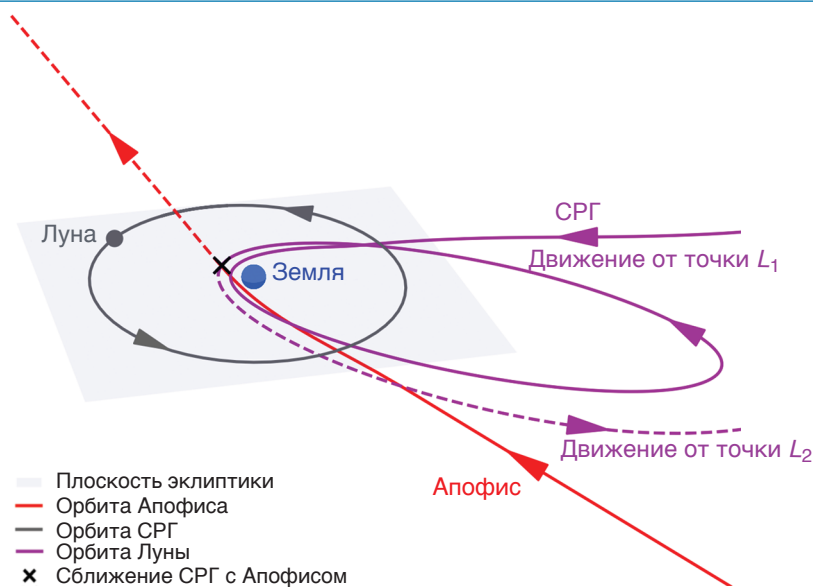


Рис. 10. Схема перелета СРГ к Апофису № 3

По предварительным расчетам, это можно сделать при расходе примерно половины запаса рабочего тела.

После пролета этого небесного тела КА можно перенаправить к Апофису при реализации предложенного сценария № 2, описанного выше, поскольку увеличение амплитуды гало-орбиты не

сильно влияет на структуру неустойчивого многообразия.

Таким образом, существует множество различных способов использования резерва рабочего тела после окончания основной миссии СРГ с целью решения дополнительных задач по исследованию, в том числе потенциально опасных небесных тел.

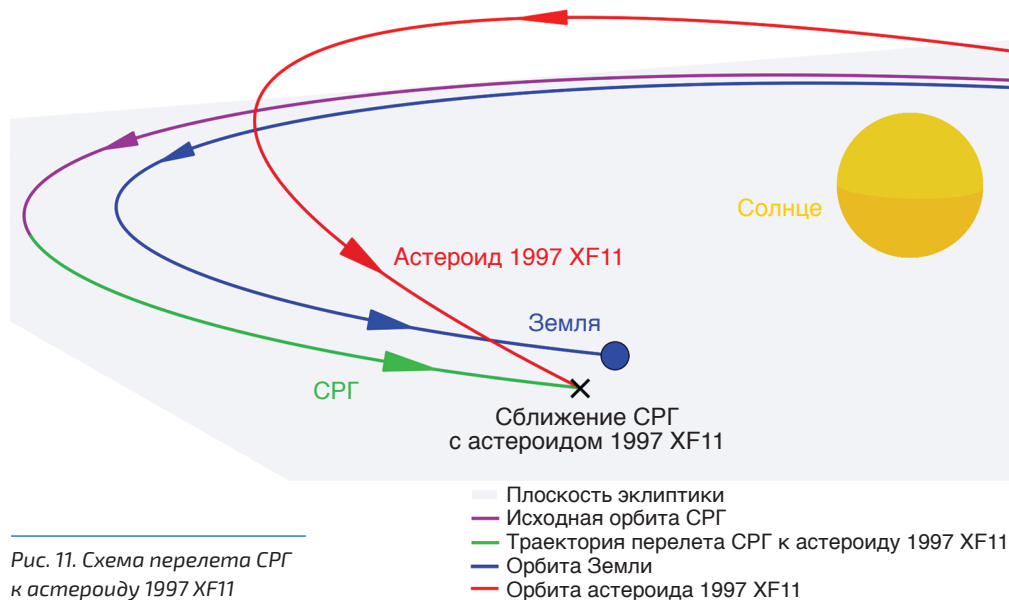


Рис. 11. Схема перелета СРГ к астероиду 1997 XF11

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Точки либрации, некогда считавшиеся лишь теоретическим следствием уравнений небесной механики, сегодня стали важными «опорными точками» для освоения космоса. В случае с солнечно-земными точками либрации L_1 и L_2 их уникальное положение позволяет КА быть одновременно и спутниками Солнца, и функционировать вблизи Земли. Движение вблизи таких точек требует сложного управления, включающего в себя проведение регулярных коррекций.

История исследований, начавшаяся с миссии ISEE-3, доказала, что точки либрации – это не просто математическая абстракция, а стратегические «парковочные места» для телескопов, обсерваторий и межпланетных станций. В будущем их роль будет только расти. Более того, изучение неустойчивых многообразий вокруг этих точек открывает путь к созданию «гравитационных автострад» для дальних перелетов.

Таким образом, точки либрации становятся ключевыми узлами в освоении космоса, открывая новые горизонты для человечества.

Литература

1. Dunham D.W., Farquhar R.W. The 2014 Earth return of the ISEE-3/ICE spacecraft // Acta Astronautica, 2015.
2. Strukov I.A. et al. Status of the Relict-2 mission and our future plans // Proceedings of the International Astronomical Union, 1996.
3. Dunham D.W., Farquhar R.W. Libration point missions, 1978–2002 // Libration Point Orbits and Applications: Proceedings of the Conference, 2003.
4. Eismont N.A. et al. Orbital and attitude control of Spectr-RG observatory under technical constraints // Space Operations. 2022.
5. Лутовинов А.А. Телескоп ART-XC им. М.Н. Павлинского обсерватории «Спектр-Рентген-Гамма» // Земля и Вселенная. 2022.
6. Hechler M., Cobos J. Herschel, Planck and Gaia orbit design // Libration Point Orbits and Applications: Proceedings of the Conference, 2003.
7. Шувалов В.В. и др. Астероид Апофис – оценка опасных последствий ударов подобных тел // Астрономический Вестник. 2017.
8. Дотянуться до звезд // Русский космос. Вып. 44. 2022.
9. Yeomans D.K. et al. Estimating the mass of asteroid 253 Mathilde from tracking data during the NEAR flyby // Science, 1997.