

УДК 629.78

## МЕТОДИКИ ИЗМЕНЕНИЯ ГАЛО-ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЦЕЛЬЮ СБЛИЖЕНИЯ С АСТЕРОИДАМИ

© 2025 г. М. В. Пупков<sup>1, 2, \*</sup>, Н. А. Эйсмонт<sup>1</sup>, О. Л. Старинова<sup>2</sup>, К. С. Федяев<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup>Самарский университет, Самара, Россия

\*e-mail: m.pupkov@iki.rssi.ru

Поступила в редакцию 04.03.2024 г.

После доработки 19.05.2024 г.

Принята к публикации 20.05.2024 г.

В работе представлены возможные варианты изменения орбиты космического аппарата, функционирующего вблизи солнечно-земной точки либрации, с целью пролета астероидов, сближающихся с Землей. Предложены два способа построения перелетных траекторий к одному или нескольким небесным телам: перевод аппарата с исходной ограниченной орбиты в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля на требуемую в этой же окрестности и его увод к Земле по траектории из множества неустойчивого многообразия. Приведены примеры, в которых в качестве целевых выбраны астероиды 1997 XF<sub>11</sub> и Апофис, чьи траектории будут проходить вблизи космического аппарата в 2028 и 2029 гг. соответственно. Показано, что при имеющихся топливных ограничениях аппарат может быть перенаправлен к указанным астероидам предлагаемыми способами. Согласно проведенным расчетам, во всех случаях космический аппарат не покидает околоземное пространство и поэтому во время или после пролета исследуемого астероида может быть задействован в решении других научных задач.

DOI: 10.31857/S0023420625020055, EDN: GNYLSJ

### 1. ВВЕДЕНИЕ

За последние несколько десятков лет точки либрации зарекомендовали себя как надежные области космического пространства, в которых могут быть размещены космические аппараты (КА) для решения различных научных задач. Однако в этих областях нередко пролетают астероиды, часть из которых может быть достигнута, после приложения необходимых импульсов, одним из таких КА, функционирующими на гало-орбите в окрестности той или иной точки либрации. В зависимости от имеющегося бортового оборудования во время такого перелета можно получить различные новые научные данные о небесном теле. Например, с помощью камер или звездных датчиков можно получить изображение исследуемого астероида в момент его максимального сближения с космическим аппаратом. Или же провести оценку массы астероида по вызванному гравитационным воздействием отклонению траектории КА от номинальной. Такого рода подход к изучению небесных тел

был, в частности, реализован в проекте *ISEE-3 (ICE)* [1]. Это первый КА, который был запущен в окрестность солнечно-земной точки либрации. В конце 1978 г. он вышел на орбиту вблизи точки  $L_1$ , а после выполнения миссии по исследованию солнечного ветра был перенаправлен сначала к комете Джакобини–Циннера (достиг в сентябре 1985 г.), а затем к комете Галлея (пролетел сквозь хвост кометы в марте 1986 г.).

Среди космических аппаратов, вполне способных повторить успех *ISEE-3*, можно назвать ряд недавно запущенных космических обсерваторий.

Обсерватория *Euclid* [2] – это миссия Европейского космического агентства по исследованию природы темной энергии и темной материи путем наблюдения за геометрией Вселенной. Летом 2023 г. аппарат достиг рабочей высокоамплитудной орбиты в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля, которая накладывает минимальные ограничения на наблюдения и позволяет сканировать небо за пределами

диапазона галактической широты  $\pm 30^\circ$  вокруг Млечного Пути в течение всего срока миссии.

Обсерватория *James Webb Space Telescope* [3], запущенная 25.XII.2021 и также функционирующая в данный момент вблизи солнечно-земной точки либрации  $L_2$ , — совместный проект НАСА, Европейского и Канадского космических агентств. Основная научная задача телескопа — обнаружение света первых звезд и галактик вместе с изучением их формирования и развития. Стоит отметить, что КА также способен наблюдать небесные тела в Солнечной системе, к которым относятся не только планеты и их спутники, но и астероиды.

Еще одним кандидатом может стать российско-немецкая астрофизическая обсерватория *Спектр-Рентген-Гамма (СРГ)*, миссией которой является построение карты видимой Вселенной в рентгеновском диапазоне электромагнитного излучения [4]. Телескоп был успешно запущен 13.VII.2019 с космодрома Байконур. Спустя три месяца обсерватория *СРГ* вышла на рабочую квазигало-орбиту в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце — Земля.

За четыре года функционирования КА *СРГ* его орбита претерпела существенные изменения [5]. По техническим причинам пуск обсерватории состоялся вне рассчитанных окон старта. Это привело к ухудшению условий радиовидимости аппарата с командно-измерительных пунктов “Медвежьи Озера” и “Уссурийск”. Для решения этой проблемы была принята и реализована методика проведения серии так называемых “больших” коррекций, направленных на уменьшение амплитуды квазигало-орбиты в направлении, ортогональном плоскости эклиптики. Суммарные

затраты характеристической скорости на выполнение этих коррекций составили чуть более 60 м/с. Так как ежегодные затраты на удержание аппарата в окрестности солнечно-земной точки либрации  $L_2$  (которая является точкой неустойчивого равновесия) составляют величину, на порядок меньшую [6], имеющуюся на борту обсерватории запаса топлива должно хватить не только для поддержания рабочей орбиты до момента завершения основной миссии проекта в 2026 г., но и для перевода КА на другие целевые орбиты в рамках расширенной программы полета.

В настоящей статье представлены баллистические схемы перелета КА *СРГ* с исходной орбиты к астероидам 1997 XF<sub>11</sub> и 99942 Апофис, очередные тесные сближения которых с Землей состоятся в 2028 и 2029 гг. соответственно.

## 2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Моделирование движения обсерватории *Спектр-Рентген-Гамма* осуществлялось в программном комплексе NASA General Mission Analysis Tool (GMAT)<sup>1</sup>. КА *СРГ* рассматривался в качестве материальной точки. При движении аппарата учитывались только гравитационные притяжения Солнца, Луны и всех планет Солнечной системы (каталог эфемерид JPL DE405).

Система дифференциальных уравнений движения обсерватории *СРГ* в геоцентрической эклиптической системе координат (СК) J2000 (случай движения КА внутри сферы действия Земли) имеет вид

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}}_g = -\frac{\mu_E}{|\mathbf{r}_g|^3} \mathbf{r}_g + \mu_S \left( \frac{\mathbf{r}_{gS} - \mathbf{r}_g}{|\mathbf{r}_{gS} - \mathbf{r}_g|^3} - \frac{\mathbf{r}_{gS}}{|\mathbf{r}_{gS}|^3} \right) + \sum_{i=1}^n \mu_i \left( \frac{\mathbf{r}_{gi} - \mathbf{r}_g}{|\mathbf{r}_{gi} - \mathbf{r}_g|^3} - \frac{\mathbf{r}_{gi}}{|\mathbf{r}_{gi}|^3} \right), \\ \dot{\mathbf{r}}_g = \mathbf{V}_g, \end{cases} \quad (1)$$

где  $\mathbf{r}_g$  и  $\mathbf{V}_g$  — радиус-вектор центра масс КА и вектор его скорости,  $\mu_E$  и  $\mu_S$  — гравитационные параметры Земли и Солнца,  $\mathbf{r}_{gS}$  — радиус-вектор центра масс Солнца,  $\mu_i$  и  $\mathbf{r}_{gi}$  — гравитационный параметр и радиус-вектор центра масс  $i$ -го небесного тела (Луны и планет Солнечной системы, кроме Земли). Индекс  $g$  означает, что соответствующий вектор рассматривается в уже упомянутой выше геоцентрической эклиптической СК.

Так как солнечно-земные точки либрации находятся вне сферы действия Земли, для моделирования движения КА вблизи этих точек необходимо интегрировать систему дифференциальных уравнений движения *СРГ* в гелиоцентрической эклиптической СК J2000:

<sup>1</sup> <https://sourceforge.net/projects/gmat/> (дата обращения: 25.02.2024).

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}}_h = -\frac{\mu_S}{|\mathbf{r}_h|^3} \mathbf{r}_h + \mu_E \left( \frac{\mathbf{r}_{hE} - \mathbf{r}_h}{|\mathbf{r}_{hE} - \mathbf{r}_h|^3} - \frac{\mathbf{r}_{hE}}{|\mathbf{r}_{hE}|^3} \right) + \sum_{i=1}^n \mu_i \left( \frac{\mathbf{r}_{hi} - \mathbf{r}_h}{|\mathbf{r}_{hi} - \mathbf{r}_h|^3} - \frac{\mathbf{r}_{hi}}{|\mathbf{r}_{hi}|^3} \right), \\ \dot{\mathbf{r}}_h = \mathbf{V}_h, \end{cases} \quad (2)$$

где  $\mathbf{r}_h$  и  $\mathbf{V}_h$  – радиус-вектор центра масс КА и вектор его скорости,  $\mathbf{r}_{hE}$  – радиус-вектор центра масс Земли,  $\mathbf{r}_{hi}$  – радиус-вектор центра масс  $i$ -го небесного тела. Индекс  $h$  означает, что соответствующий вектор рассматривается в уже упомянутой ранее гелиоцентрической эклиптической СК.

Численное интегрирование систем дифференциальных уравнений (1) и (2) проводилось методом Рунге–Кутты 8-го порядка с переменным шагом.

На приведенных далее в статье рисунках синтезированные траектории движения обсерватории *CRG* и интересующих нас астероидов представляются во вращающейся СК, связанной с точкой либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля. Начало этой системы координат находится в точке  $L_2$ , ось  $X$  лежит на прямой, соединяющей Солнце и Землю, направлена от Солнца к Земле, ось  $Z$  ортогональна плоскости эклиптики и направлена к северному ее полюсу, ось  $Y$  дополняет систему до правой тройки. Метод перевода вектора состояния КА из геоцентрической или гелиоцентрической СК во вращающуюся приведен в спецификации к программному комплексу NASA GMAT.

На рис. 1 изображено несколько витков синтезированной ограниченной орбиты обсерватории *CRG* (показаны сплошной линией) вместе с проекциями на плоскости  $XY$ ,  $YZ$  и  $XZ$  (показаны точечными линиями). Интервал построения – 8 лет, с февраля 2023 г. по март 2031 г., т.е. этот период времени включает в себя 3 года до окончания основной программы полета и 5 лет после. Как уже было отмечено ранее, точка либрации  $L_2$  является точкой неустойчивого равновесия, поэтому для численного расчета орбиты на столь долгий промежуток времени использовалась методика, приведенная в работе [7].

### 3. РАСЧЕТ ОДНОИМПУЛЬСНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ К АСТЕРОИДАМ

Предполагается, что к моменту окончания основной миссии проекта “Спектр-Рентген-Гамма” суммарный запас характеристической скорости аппарата составит около 200 м/с. Выбор астероидов, к которым обсерватория может

совершить перелет, т.е. выйти на попадающую траекторию, основан на двух факторах:

1) астероид должен сблизиться с Землей после 2026 г.,

2) траектория астероида должна проходить вблизи солнечно-земной точки либрации  $L_2$ .

Этим требованиям удовлетворяют астероиды Апофис и 1997 XF<sub>11</sub>. Наиболее интересным для исследования из них является Апофис, который пройдет 13.IV.2029 на расстоянии около 30 тыс. км от поверхности Земли [8]. На рис. 2 представлены часть витка орбиты, приходящегося на 2028 и 2029 гг., КА *CRG* (показана сплошной линией) и траектория движения астероида Апофис (показана пунктирной линией), построенная по эфемеридам, взятым из базы данных JPL Horizons<sup>1</sup>. Звездочками отмечены положения объектов, соответствующие 13.IV.2029. Стоит отметить, что минимальное расстояние между обсерваторией и астероидом приходится на 11 апреля и составляет около 400 тыс. км.

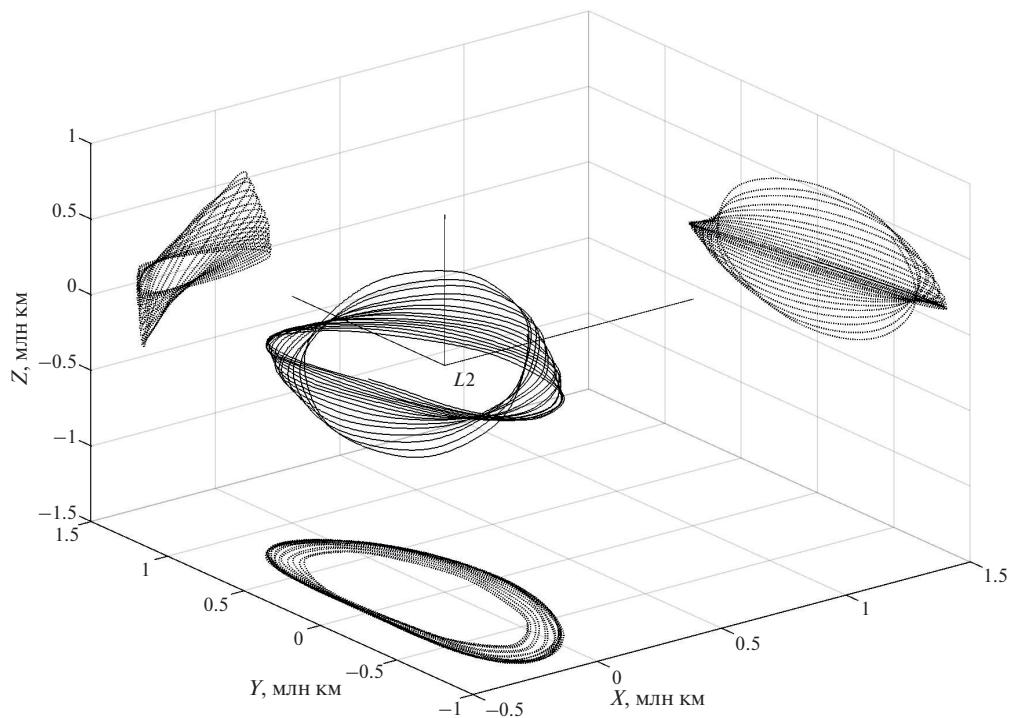
В настоящей работе рассматриваются два способа перенаправления обсерватории *CRG* на траекторию сближения с целевым астероидом. Первый способ состоит в одноимпульсном переводе КА на ограниченную орбиту в окрестности точки либрации, пересекающую траекторию движения астероида.

Пусть  $t_0$  – момент приложения импульса  $\Delta\mathbf{V}$ , а  $t_1$  – момент сближения КА с астероидом. Для любого момента времени  $t_1$  известны координаты астероида  $x_{ast}(t_1)$ ,  $y_{ast}(t_1)$ ,  $z_{ast}(t_1)$ . Задача заключается в нахождении трех составляющих  $\Delta V_x$ ,  $\Delta V_y$ ,  $\Delta V_z$  импульса, при которых выполняются условия

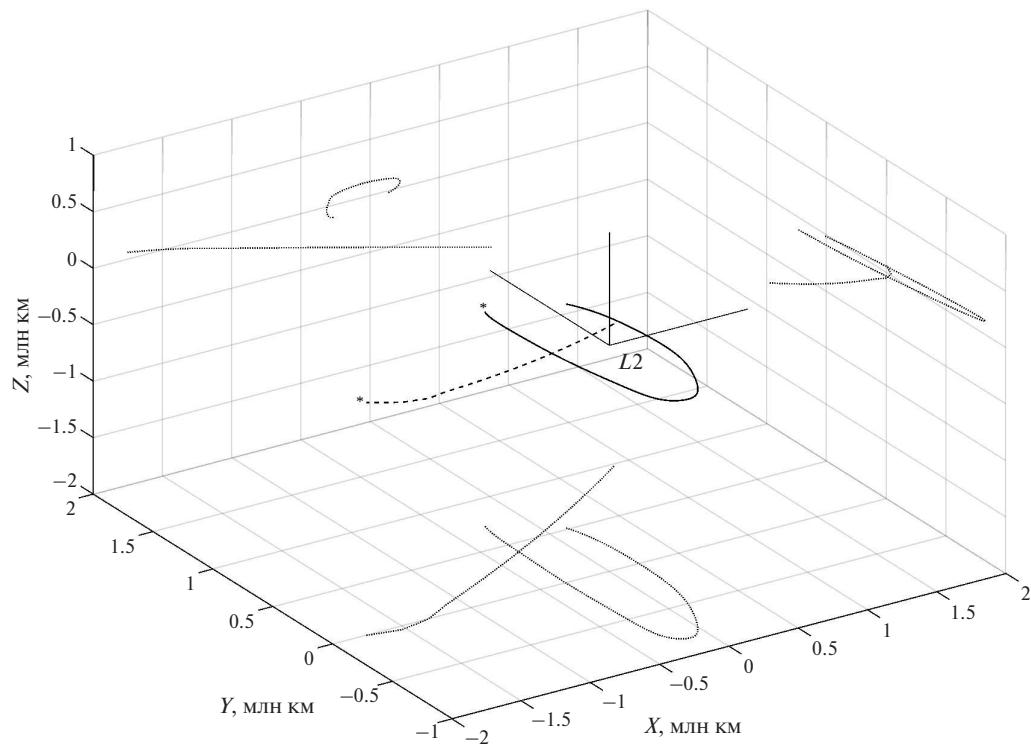
$$\begin{cases} x(t_1) - x_{ast}(t_1) = 0, \\ y(t_1) - y_{ast}(t_1) = 0, \\ z(t_1) - z_{ast}(t_1) = 0, \end{cases} \quad (3)$$

где  $x(t)$ ,  $y(t)$ ,  $z(t)$  – координаты КА в момент времени  $t$ . Задача поиска  $\Delta V_x$ ,  $\Delta V_y$ ,  $\Delta V_z$  сводится к краевой задаче с тремя граничными условиями (3), которая в настоящем исследовании решалась методом Ньютона. Точность выхода на граничные

<sup>1</sup> <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/> (дата обращения: 25.02.2024).



**Рис. 1.** Смоделированная траектория движения обсерватории *CRГ*



**Рис. 2.** Траектории движения обсерватории *CRГ* и астероида Апофис

условия:  $|x(t_1) - x_{ast}(t_1)| < 1 \text{ км}$ ,  $|y(t_1) - y_{ast}(t_1)| < 1 \text{ км}$ ,  $|z(t_1) - z_{ast}(t_1)| < 1 \text{ км}$ . Стоит отметить, что численно может быть рассчитан такой момент времени  $t_1$ , при котором КА будет двигаться по ограниченной орбите вблизи точки либрации, а не покинет ее окрестность после пролета астероида.

В табл. 1 приведены рассчитанные значения импульсов вместе с датами их приложения (момент времени  $t_0$ ), необходимые для перелета *СРГ* к Апофису. Из таблицы видно, что существует период времени с середины февраля по середину марта 2029 г., в течение которого суммарные затраты на перевод КА на требуемую траекторию сближения с астероидом оказываются меньше 200 м/с, т.е. в этот период удовлетворяется требование по ограничению величины характеристической скорости.

На рис. 3а представлена схема перелета обсерватории *СРГ* к астероиду Апофис (показана штрихпунктирной линией), соответствующая дате приложения импульса 3.III.2029. В этом случае встреча с астероидом происходит 11.IV.2029 на расстоянии менее 1.4 млн км от Земли (как и для всех остальных случаев одноимпульсного перелета). Относительная скорость пролета в момент тесного сближения составляет около 6 км/с. Эта величина является сравнительно небольшой: так, например, во время пролета межпланетной станцией *NEAR Shoemaker* астероида Матильда в 1997 г. ее относительная скорость была практически в два раза больше [9].

Траектория дальнейшего движения КА *СРГ* после сближения с Апофисом показана на рис. 3б пунктирной линией. Так как траектория перелета к Апофису представляет собой часть новой ограниченной орбиты в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля, во время

**Таблица 1.** Даты приложения и величины импульсов, необходимых для достижения Апофиса

Дата приложения импульса в 2029 г.	Величина импульса $\Delta V$ , м/с
18.II.2029	200.8
20.II.2029	193.1
26.II.2029	178.7
2.III.2029	175.3
3.III.2029	175.2 (min)
4.III.2029	175.4
8.III.2029	179.4
13.III.2029	192.4
15.III.2029	200.7

осуществления этой миссии и после нее обсерватория *СРГ* может решать и другие научные задачи.

По такой же методике был рассчитан перелет обсерватории *СРГ* к астероиду 1997 XF<sub>11</sub>. На рис. 4 представлены траектории движения КА (показана сплошной линией) и астероида (показана пунктирной линией). Звездочками отмечены крайние положения объектов, соответствующие на этот раз дате 27.X.2028. Из рисунка видно, что для достижения астероида 1997 XF<sub>11</sub> необходимо увеличить амплитуду ограниченной орбиты *СРГ* вдоль оси Y.

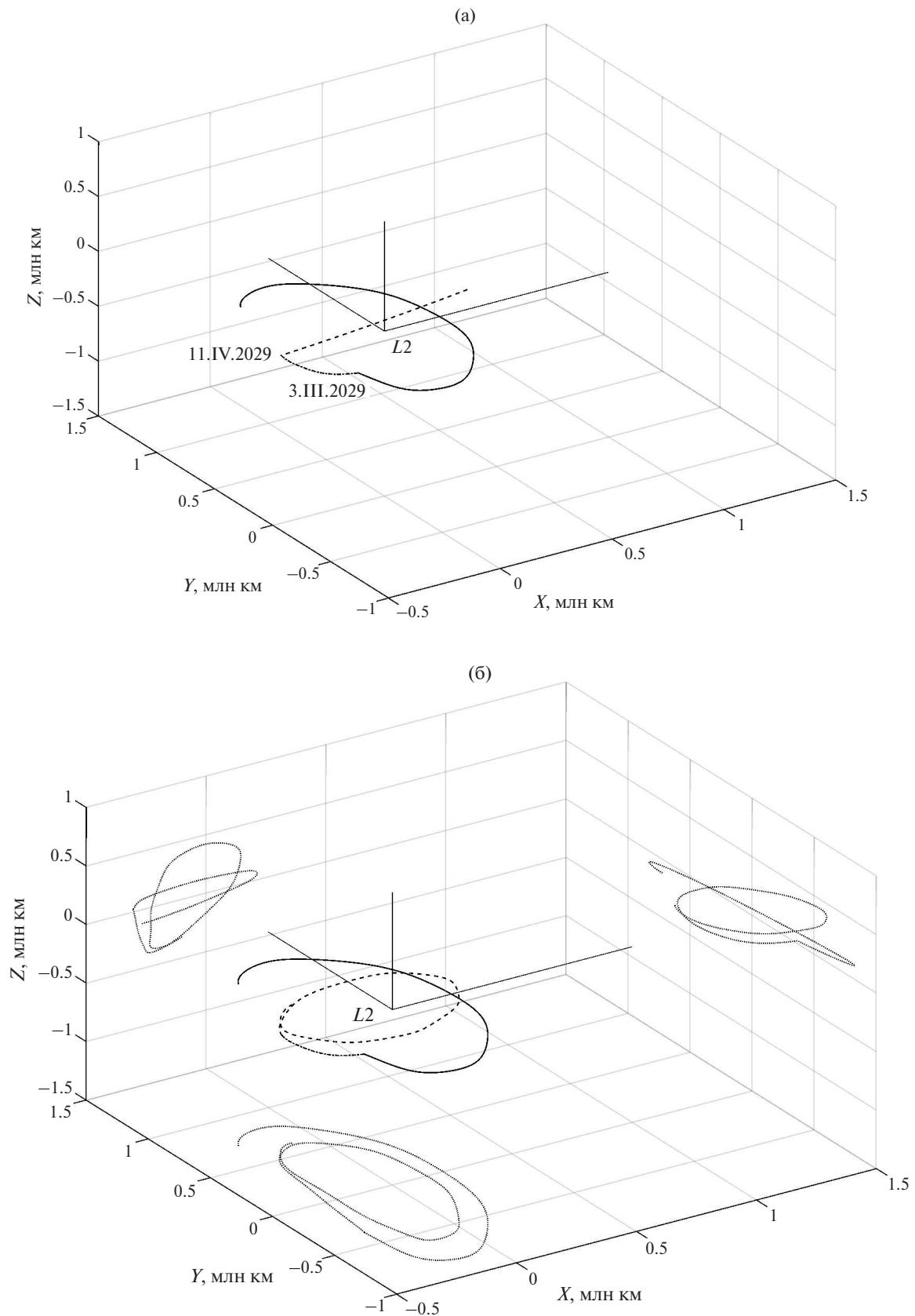
Схема перелета КА *СРГ* к астероиду 1997 XF<sub>11</sub> приведена на рис. 5а (траектория КА показана штрихпунктирной линией). Минимальное (по такому алгоритму расчета) значение импульса  $\Delta V = 91.6$  м/с, дата его приложения приходится на 8.IX.2028. Затраты на осуществление такого сценария оказались почти в два раза меньше, чем в случае с Апофисом, однако относительная скорость пролета в момент встречи 27.X.2028 составила около 14 км/с. Дальнейшая траектория движения обсерватории представлена на рис. 5б (показана пунктирной линией).

Как видно из приведенных выше результатов численного моделирования, преимущество одноимпульсного перевода КА на траекторию сближения с небесным телом заключается в удержании аппарата вблизи точки либрации. К недостаткам можно отнести большое значение характеристической скорости, необходимой для осуществления такого сценария перелета.

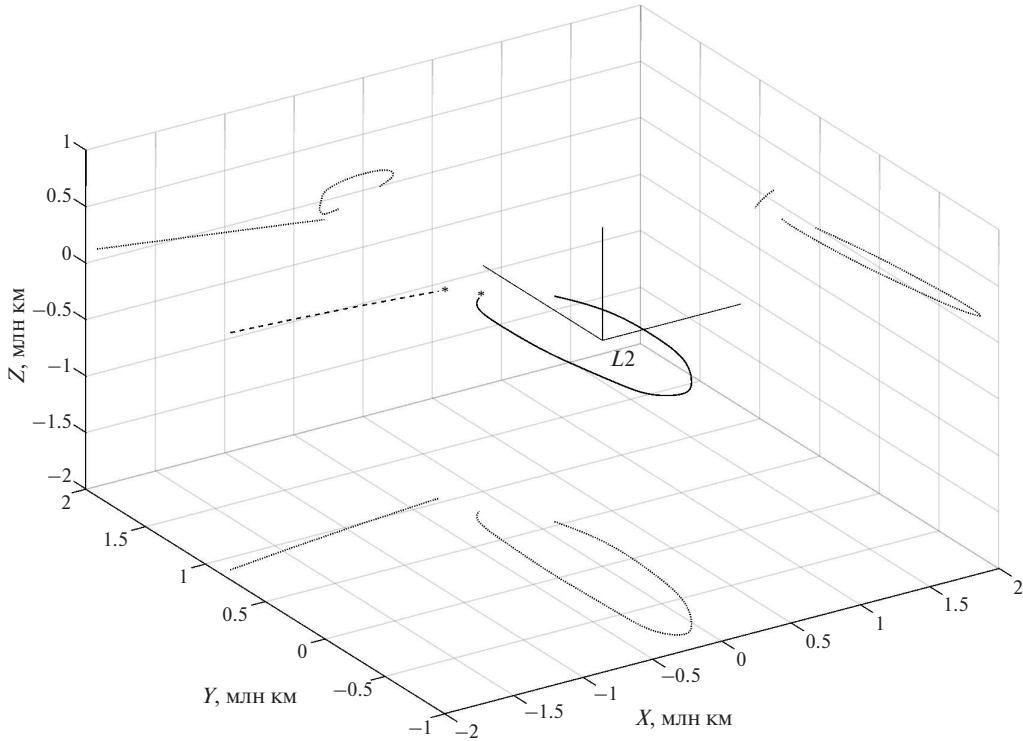
#### 4. РАСЧЕТ МНОГОИМПУЛЬСНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ К АСТЕРОИДАМ

Вторым способом перенаправления обсерватории *СРГ* на траекторию сближения с целевым астероидом является применение многоимпульсной схемы. В этом случае рассматриваются сценарии перелета к небесным телам, при которых аппарат покидает окрестность точки либрации, но все еще остается в околоземном пространстве. Под околоземным пространством будем подразумевать область внутри сферы влияния Кислика для Земли (это сфера радиусом 2.5 млн км с центром в центре масс Земли) [10].

С точками либрации и орбитами в их окрестности связаны два множества траекторий: устойчивые и неустойчивые многообразия. Траектории из семейства устойчивого многообразия стремятся к точке либрации при положительном течении времени, а траектории неустойчивого



**Рис. 3.** Схема перелета КА *CRPG* к астероиду Апофис: а) движение до момента встречи с астероидом, б) движение до и после пролета астероида



**Рис. 4.** Траектории движения обсерватории *CRГ* и астероида 1997 XF<sub>11</sub>

многообразия — при отрицательном. Среди траекторий из множества неустойчивого многообразия можно определить такие, которые обеспечивают сближение с исследуемым астероидом. Причем величина импульса перевода КА на одну из таких траекторий может составлять всего несколько метров в секунду или даже сантиметров в секунду.

Пример неустойчивого многообразия, связанного с орбитой обсерватории *CRГ*, приведен на рис. 6. Для построения таких траекторий необходимо выбрать несколько точек в пределах одного витка ограниченной орбиты и приложить к аппарату в этих точках малый импульс в плоскости эклиптики вдоль направления неустойчивости — 28.6° по отношению к оси *X* [11].

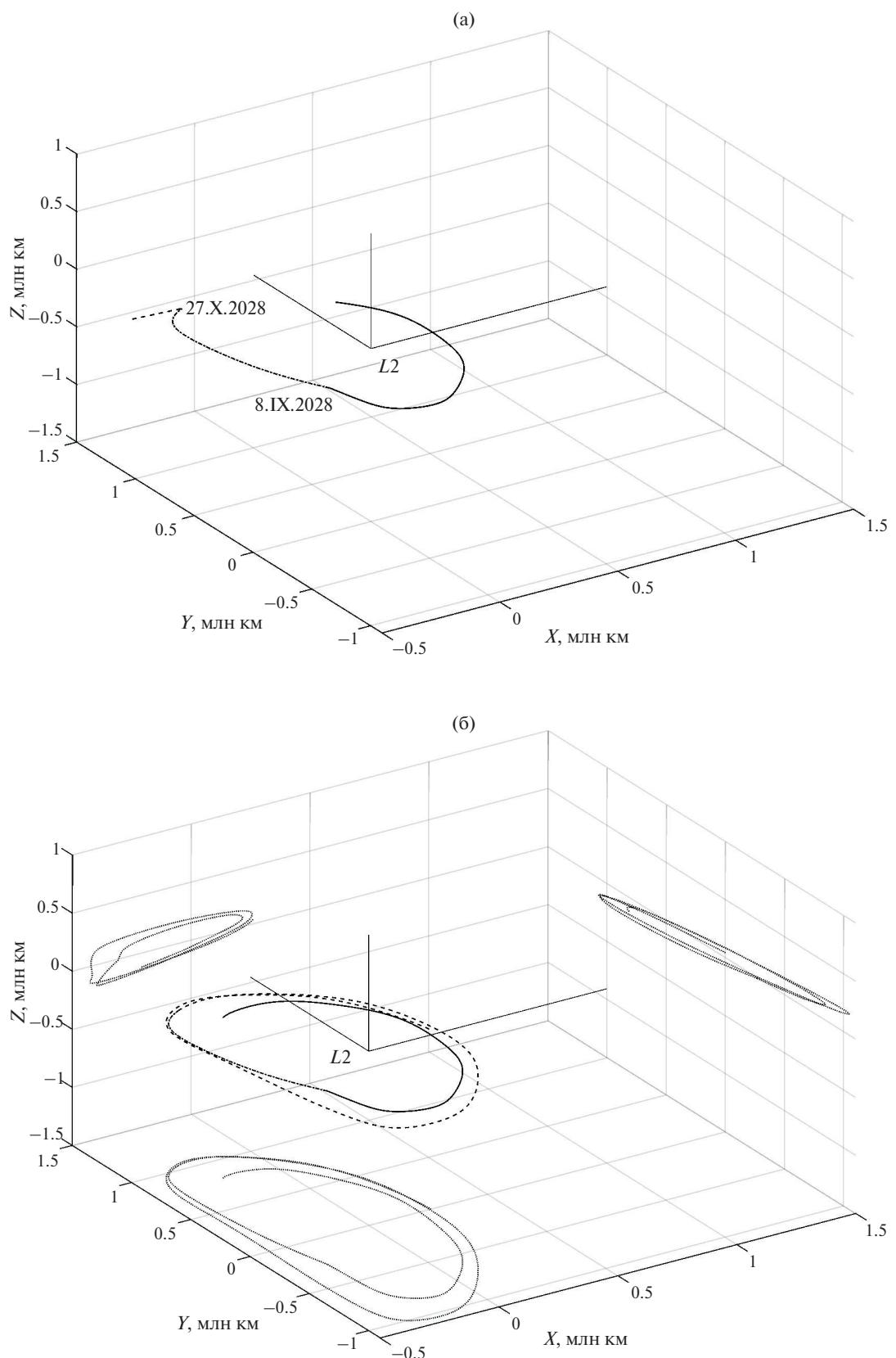
В настоящей работе рассматривались только те траектории из множества неустойчивого многообразия, при движении по которым КА не покидает околоземное пространство и не сталкивается с Землей или Луной. Среди них был найден ряд траекторий, обеспечивающих тесное сближение с Апофисом. Для всех таких траекторий дата встречи приходится на 13.IV.2029, при этом минимальное расстояние до центра масс астероида составляет около 20 тыс. км. Причем для

перевода КА на такую траекторию достаточно приложить импульс величиной 0.5 м/с.

Для более близкого пролета Апофиса необходимо изменить наклонение конечной геоцентрической орбиты. Схема такого перелета приведена на рис. 7. Траектория движения *CRГ* состоит из нескольких участков: сначала КА переводится на траекторию из множества неустойчивого многообразия после приложения импульса  $\Delta V = 0.5$  м/с 28.VIII.2028 (кривая 1–2 показана сплошной линией), а после второго импульса 17.I.2029 величиной 35 м/с *CRГ* уже движется по попадающей в Апофис траектории (кривая 2–3 показана штрихпунктирной линией).

Суммарные затраты характеристической скорости при таком сценарии оказались практически в 5 раз меньше, чем при одноимпульсном перелете. Однако относительная скорость пролета в момент сближения составила уже почти 7 км/с. Кроме того, после пролета Апофиса обсерватория хоть и остается в околоземном пространстве, но уже не находится в окрестности солнечно-земной точки либрации *L*<sub>2</sub>.

Возможен также сценарий, при котором КА последовательно сближается с обоими рассматриваемыми астероидами (рис. 8). Как было



**Рис. 5.** Схема перелета КА *CRG* к астероиду 1997 XF<sub>11</sub>: а) движение до момента встречи с астероидом, б) движение до и после пролета астероида

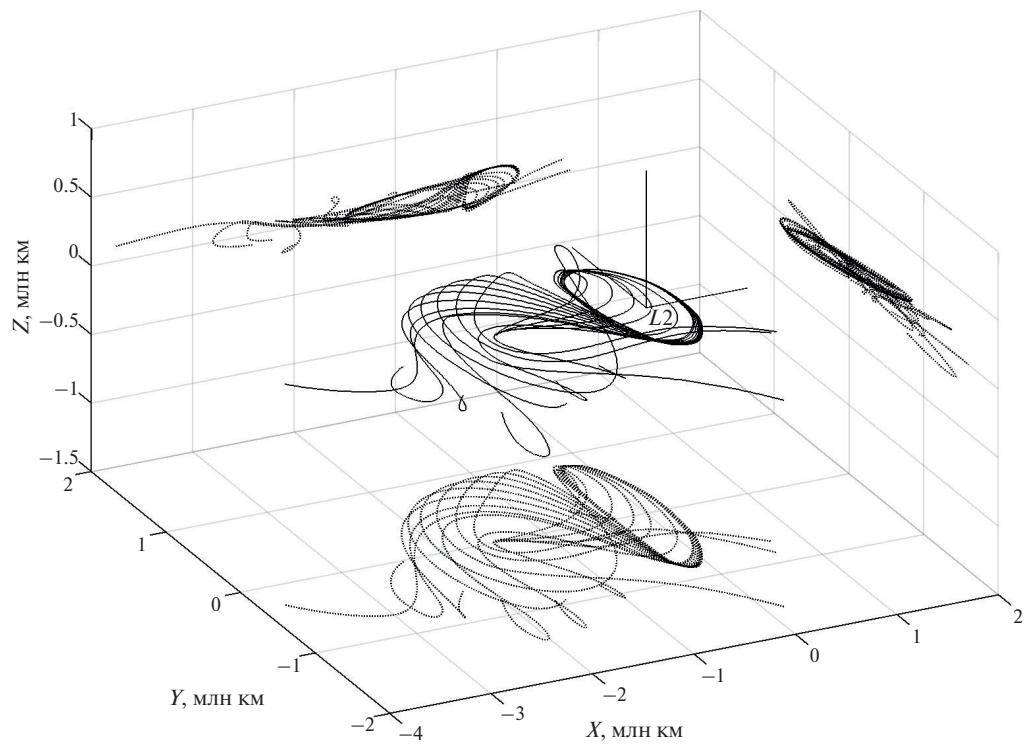


Рис. 6. Пример траекторий неустойчивого многообразия

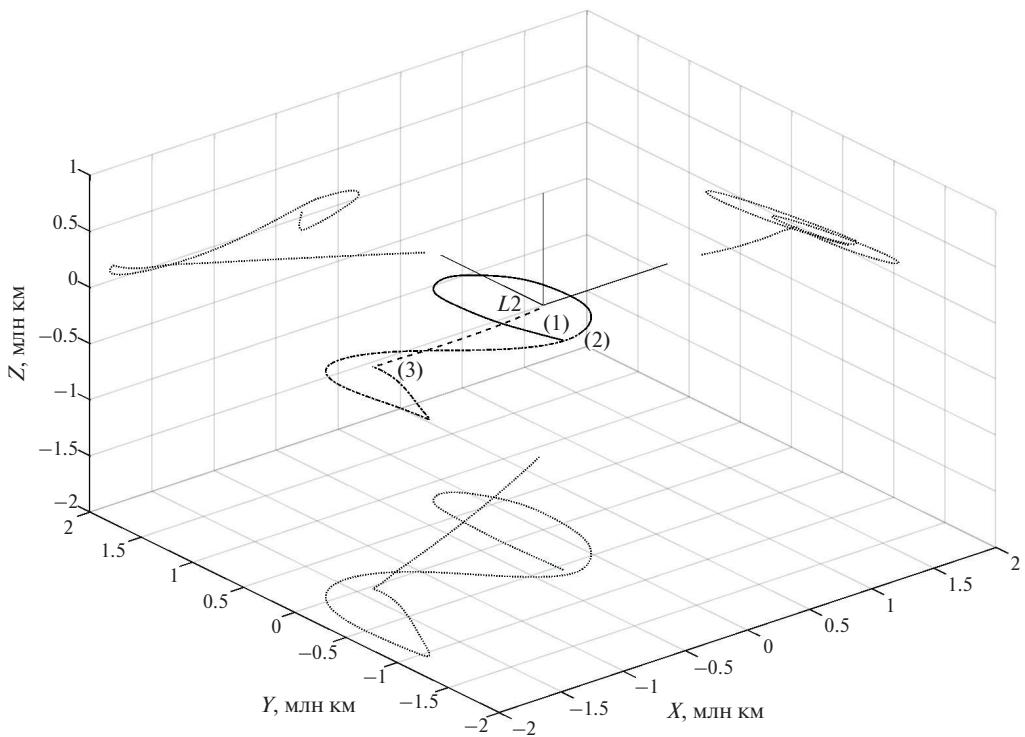


Рис. 7. Схема многоимпульсного перелета КА *CRГ* к астероиду Апофис

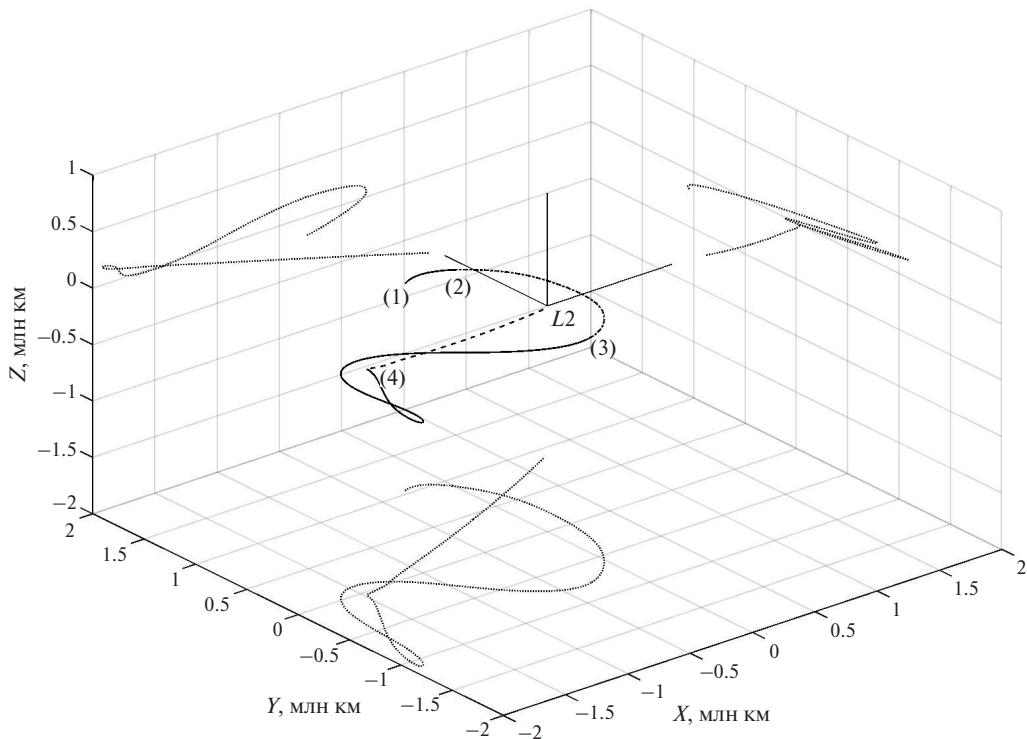


Рис. 8. Схема перелета обсерватории *СРГ* к Апофису после пролета астероида 1997 XF<sub>11</sub>

сказано ранее, сближение с астероидом 1997 XF<sub>11</sub> может быть обеспечено с использованием только одного импульса величиной 91.6 м/с. Точка встречи для этого случая на рис. 8 отмечена цифрой 1. Цифрой 2 показан момент приложения импульса для перевода *СРГ* на траекторию неустойчивого многообразия. Цифрой 3 – момент приложения импульса для изменения наклонения геоцентрической орбиты. Точка встречи *СРГ* и Апофиса показана цифрой 4. Сумма трех необходимых импульсов при таком сценарии составляет 120.6 м/с. Более подробные параметры данной схемы приведены в табл. 2.

Точка встречи *СРГ* и Апофиса в данном случае будет находиться на расстоянии около 47 тыс. км от центра масс Земли, при этом относительная скорость пролета в момент сближения с астероидом будет свыше 8 км/с. После пролета Апофиса КА будет двигаться к Солнцу по

траектории неустойчивого многообразия, связанного с солнечно-земной точкой либрации L<sub>1</sub>. Следовательно, при реализации такой схемы необходимо будет затратить часть оставшегося топлива либо для удержания обсерватории *СРГ* в околоземном пространстве, либо для возврата на ограниченную орбиту в окрестности точки либрации L<sub>2</sub> системы Солнце – Земля.

## 5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе приведены результаты численного моделирования нескольких сценариев перенаправления обсерватории *Спектр-Рентген-Гамма* на траектории сближения с астероидами Апофис и 1997 XF<sub>11</sub> в расширенной программе полета. Все рассмотренные схемы удовлетворяют ограничению по величине характеристической скорости, тем самым показана принципиальная

Таблица 2. Параметры схемы последовательного пролета *СРГ* астероидов Апофис и 1997 XF<sub>11</sub>

Сближение с 1997 XF <sub>11</sub> (точка 1)	Дата приложения 1-го импульса (точка 2)	$\Delta V_1$ , м/с	Дата приложения 2-го импульса (точка 3)	$\Delta V_2$ , м/с	Сближение с Апофисом (точка 4)
27.X.2028	17.XI.2028	20	20.I.2029	9	13.IV.2029

возможность перевода КА с исходной орбиты на такие траектории. В некоторых случаях обсерватория не покидает окрестность солнечно-земной точки либрации  $L_2$ .

Для оценки навигационных ошибок и ошибок исполнения маневров с целью более детального анализа возможности реализации предлагаемых перелетов необходимо проводить имитационное моделирование движения обсерватории *СРГ*, что представляется новой научной задачей и предметом дальнейших исследований.

Преимуществом предложенных в статье сценариев расширенной программы полета обсерватории *Спектр-Рентген-Гамма* является возможность одновременно с пролетом астероидов проводить и другие научные исследования, в том числе продолжать обзор всего неба с помощью рентгеновских телескопов.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Dunham D.W., Farquhar R.W., Loucks M. et al. The 2014 Earth return of the ISEE-3/ICE space-craft // *Acta Astronautica*. 2015. V. 110. P. 29–42. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.01.002>
2. Racca G., Laureijs R., Stagnaro L. et al. The Euclid mission design // *Space Telescopes and Instrumentation 2016: Optical, Infrared, and Millimeter Wave*. V. 9904. P. 1–23. <https://doi.org/10.1117/12.2230762>
3. Gardner J., Mather J., Abbott R. et al. The James Webb Space Telescope Mission // *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*. 2023. V. 135. Iss. 1048. P. 1–29. <https://doi.org/10.1088/1538-3873/acd1b5>
4. Эйсмонт Н.А., Коваленко И.Д., Назаров В.Н. и др. Управление орбитальным движением и ориентацией космической обсерватории Спектр-Рентген-Гамма // *Письма в астрономический журнал*. 2020. Т. 46. № 4. С. 292–303. <https://doi.org/10.31857/S0320010820040051>
5. Михайлов Е.А., Аксенов С.А., Заславский Г.С. и др. Методика расчета параметров серии “больших” коррекций траектории полета КА “Спектр-РГ” для улучшения его радиовидимости // *Письма в астрономический журнал*. 2022. Т. 48. № 1. С. 61–74. <https://doi.org/10.31857/S0320010822010065>
6. Назиров Р.Р., Эйсмонт Н.А., Арефьев В.А. и др. Задачи разработки миссии “Спектр-Рентген-Гамма” // *Косм. исслед.* 2019. Т. 57. № 1. С. 74–80. <https://doi.org/10.1134/S0023420619010072>
7. Аксенов С.А., Бобер С.А. Компьютерное моделирование движения космического аппарата в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце – Земля. М.: Изд. ЦНИИмаш, 2015.
8. Шувалов В.В., Светцов В.В., Артемьевна Н.А. и др. Астероид Апофис – оценка опасных последствий ударов подобных тел // *Астрономический вестник*. 2017. Т. 51. № 1. С. 51–66. <https://doi.org/10.7868/S0320930X17010042>
9. Yeomans D.K., Barriot J.-P., Dunham D.W. et al. Estimating the Mass of Asteroid 253 Mathilde from Tracking Data During the NEAR Flyby // *Science*. 1998. V. 278. Iss. 5346. P. 2106–2109. <https://doi.org/10.1126/science.278.5346.2106>
10. Овчинников М.Ю. Введение в динамику космического полета. М.: Изд. МФТИ, 2016.
11. Hechler M., Cobos J. Herschel, Planck and Gaia Orbit Design // *Proc. Conf. Libration Point Orbits and Applications*. 2003. P. 115–135. [https://doi.org/10.1142/9789812704849\\_0006](https://doi.org/10.1142/9789812704849_0006)

## METHODS OF CHANGING THE HALO ORBIT OF THE SPACECRAFT IN ORDER TO APPROACH ASTEROIDS

© 2025 M. V. Pupkov<sup>1, 2, \*</sup>, N. A. Eismont<sup>1</sup>, O. L. Starinova<sup>2</sup>, K. S. Fedyaev<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Space Research Institute, Moscow, Russia

<sup>2</sup>Samara University, Samara, Russia

\*e-mail: m.pupkov@iki.rssi.ru

The paper presents possible options for changing the orbit of the spacecraft operating near the Sun-Earth libration point for the purpose of the close passage of asteroids approaching the Earth. Two methods of constructing transfer trajectories to one or more celestial bodies are proposed: transferring the spacecraft from the initial bounded orbit in the vicinity of the  $L_2$  Sun – Earth libration point to the required one in the same vicinity and taking it to the Earth along the trajectory of an unstable manifold. Examples are provided in which the asteroids Apophis and 1997 XF<sub>11</sub> are chosen as targets, whose trajectories will pass near the spacecraft in 2029 and 2028, respectively. It is shown that under the existing fuel cost restrictions, the spacecraft can be redirected to the targeted asteroids by the proposed methods. According to the calculations, in all cases the spacecraft does not leave the near-Earth space and therefore, during or after the passage of the asteroid, it can be used in solving other scientific problems.