

На правах рукописи

Лан Аньци

**Методика определения траекторий космического аппарата
для экспедиции Земля-астероид-Земля с учетом выбора орбит
пребывания у астероида и ее применение для экспедиции
к астероиду Апофис**

Специальность 01.02.01 – Теоретическая механика

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2018

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Научный руководитель: Ивашкин Вячеслав Васильевич,
доктор физико-математических наук, профессор,
главный научный сотрудник Института
прикладной математики имени М.В. Келдыша
РАН

Официальные оппоненты: Петухов Вячеслав Георгиевич,
доктор технических наук, начальник отдела
Научно-исследовательского института
прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института (НИИ
ПМЭ МАИ)

Симонов Александр Владимирович,
кандидат технических наук, ведущий математик
АО «Научно-производственное объединение
имени С.А. Лавочкина» («НПО Лавочкина»)

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное
учреждение науки Институт космических
исследований РАН (ИКИ РАН)

Защита состоится 11 сентября 2018 года в 11⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета Д 002.024.01, созданного на базе Федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН», расположенного по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН <http://keldysh.ru/>.

Автореферат разослан «___» _____ 2018 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
кандидат физико-математических наук

А. Е. Бондарев

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Активные исследования малых тел Солнечной системы (астероидов, комет) с помощью автоматических межпланетных станций начались в 1990-х годах. К главным причинам этих исследований можно отнести изучение механизмов происхождения и эволюции Солнечной системы, проблемы Астероидно-Кометной опасности (АКО).

Сейчас возрастает роль экспедиций к малым небесным телам с возвращением космического аппарата (КА) от этих тел к Земле. К данному моменту реально разработаны 4 космические миссии к малым небесным телам с возвращением к Земле. Осуществлен проект NASA “*Stardust*” полета с двигательными установками малой тяги (ДУМТ) к ядру кометы Wild-2 с забором частиц ее пыли при пролете у кометы. Японский КА “*Hayabusa*” полетел с ДУМТ к астероиду Itokawa, взял и доставил образцы грунта астероида на Землю. КА “*Hayabusa-2*” (Япония) и “*OSIRIS-REx*” (NASA) с ДУМТ сейчас на пути к своим целям назначения - астероиду 1999 JU3 Ryugu и астероиду Bennu. По планам они должны доставить на Землю образцы пород с поверхности астероида.

Применение ДУМТ уменьшает расход топлива, но, как правило, требует более сложных операций и длительного времени экспедиции. Для российской космонавтики в настоящее время более реально использование обычных химических двигательных установок большой тяги (ДУБТ). Однако эти ДУ приводят к большому расходу топлива, что делает особенно актуальной оптимизацию межпланетных траекторий экспедиции.

Кроме того, для реализации таких миссий обычно используется схема полета с выходом КА на орбиты искусственного спутника астероида (ИСА), на которых проводятся исследования, облет астероида, измерения, наблюдения поверхности для выбора места забора грунта и т.д. Так как требуется вернуть КА к Земле, время нахождения на орбите ИСА определяется с учетом благоприятной даты возвращения. С этим связана трудная задача обеспечения необходимого времени движения КА у астероида – «времени жизни». К тому же, необходимость высокоточного знания орбиты опасного астероида выявила актуальность задачи создания стабильных орбит спутника астероида со временем жизни спутника до нескольких лет. Реализация таких орбит спутника позволила бы уточнить параметры орбиты опасного астероида и сделать более обоснованные выводы о возможности его столкновения с Землей.

Таким образом, научно-технической задачей, в рамках которой выполняется диссертационная работа, является осуществление экспедиции КА к опасному астероиду с изучением его характеристик, взятием образцов его грунта, выводением мини-зонда с радиомаяком на долговременную орбиту спутника астероида и с возвращением основного КА к Земле – для решения фундаментальных задач исследования Солнечной системы и уменьшения астероидной опасности. При проектировании траекторий полета КА надо выполнить оптимизацию межпланетных траекторий перелета КА между

небесными телами - для уменьшения энергетики полета, а также выбрать рациональные орбиты спутника астероида - для повышения времени жизни этого спутника.

Астероид 99942 Апофис в XXI веке будет иметь несколько сближений с Землей, причем в 2029 году он пролетит от центра Земли на расстоянии лишь около 38000 км — ближе, чем геостационарные спутники. Малые случайные изменения его орбиты могут в дальнейшем привести к столкновению с Землей. Поэтому, с точки зрения проблемы Астероидно-Кометной опасности (АКО), изучение Апофиса представляет особый интерес и важность, и экспедиция к Апофису изучается в работе.

Исследование траекторий полета КА к небесным телам и возврата к Земле выполнено в ряде работ, например, В. Гоманна, В. А. Ильина и Г. Е. Кузмака, В. Н. Кубасова и А.А. Дашкова, В.И. Левантовского, М.П. Заплетина, а также в конкретных проектах для полета КА к Луне, Марсу, Фобосу, “*Stardust*”, “*Hayabusa*”, “*Hayabusa-2*”, “*OSIRIS-REx*”. При этом в работах по анализу экспедиций к астероидам обычно используется малая тяга. Нами поставлена актуальная задача анализа экспедиций с помощью ДУБТ с максимизацией полезной массы КА, что более точно, чем обычная минимизация характеристической скорости, отражает энергетическую эффективность траектории и существенно приближает исследование к требованиям реального проекта. Также нами включено в работу исследование орбитального движения спутника астероида с учетом всех важных возмущений - от небесных тел, несферичности астероида, давления солнечного света - для обеспечения оптимального времени возвращения к Земле и стабильной в течение нескольких лет орбиты мини-спутника. Поэтому построение энергетически оптимальных траекторий для экспедиций Земля-астероид-Земля, с использованием ДУБТ, с учетом выбора орбит пребывания КА у астероида, еще недостаточно изучено и является **актуальной научно-технической задачей**.

Для решения этой проблемы формулируется **цель исследования**: разработка методики построения оптимальных, по максимуму полезной массы аппарата, межпланетных траекторий полета КА к астероиду и возвращения его к Земле с ДУБТ с учетом выбора стабильных, с точки зрения «времени жизни» КА, орбит спутника астероида, и применение этой методики к анализу траекторий экспедиции КА к астероиду Апофис.

Исходя из этого, сформулированы следующие **задачи**:

1. Разработка в рамках экспедиции Земля – астероид – Земля методики построения оптимальных по максимуму полезной массы КА межпланетных траекторий для полета КА от Земли к астероиду и возврата КА от астероида к Земле, с помощью ДУБТ.
2. Определение и анализ оптимальных по максимуму полезной массы КА межпланетных траекторий для экспедиции Земля-Апофис-Земля с ДУБТ.
3. Разработка математической модели орбитального движения спутника астероида при учете возмущений от притяжения небесных тел, несферичности

астероида и давления солнечного света (ДСС).

4. Анализ орбитального движения спутников Апофиса. Выявление условий, обеспечивающих достаточно стабильные орбиты спутника астероида для длительного (желательно, в течение нескольких лет) пассивного движения спутника вокруг астероида.

Научная новизна работы представлена следующими положениями:

1. Разработана методика построения оптимальных, по максимуму полезной массы КА, траекторий экспедиции Земля-астероид-Земля с помощью ДУБТ. Разработаны алгоритмы построения сопряженных функций для этих траекторий, в случае максимизации полезной массы КА.

2. Получены оптимальные траектории полета КА к астероиду Апофис с возвращением к Земле. Выявлено, что для оптимальных траекторий возврат к Земле происходит вблизи восходящего узла орбиты Апофиса относительно эклиптики. Определено оптимальное время ожидания КА у Апофиса. Обоснована реализуемость полученных траекторий при использовании существующих ДУБТ на основе ракет «Союз-ФГ», «Союз-2.1б», «Зенит» и разгонного блока (РБ) «Фрегат», показана принципиальная возможность осуществления космической экспедиции Земля-Апофис-Земля на основе данных ракет при полете в 2019-2022 гг.

3. Разработана математическая модель орбитального движения КА вокруг астероида с учетом важнейших возмущающих факторов, а именно - притяжения нескольких небесных тел (Солнца, Земли, Луны, Венеры, Юпитера и др.), несферичности астероида, как вытянутого эллипсоида вращения, ДСС и с учетом возможного затенения КА несферичным астероидом.

4. Проанализировано влияние возмущающих факторов (по отдельности и совместно) на характеристики пассивного орбитального движения КА вокруг Апофиса, в частности на «время жизни» КА на орбите спутника астероида. Выявлен «оптимальный выбор» параметров начальной орбиты спутника астероида, при котором «время жизни» КА около Апофиса будет большим. В частности, показана возможность создания стабильных орбит спутника астероида Апофис со временем жизни несколько лет вплоть до тесного сближения с Землей в 2029 г.

Достоверность полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в диссертации, обеспечивается адекватностью полученных моделей и методик решения существующим данным, проверкой разными методами, а также соответствием полученных расчетно-теоретических результатов исследованиям других авторов.

Практическая значимость диссертационной работы состоит в том, что полученные результаты позволяют:

1. Проводить проектирование и исследование траекторий полета КА для экспедиции Земля - Апофис - Земля.

2. Выбрать орбиты для долговременного движения искусственного спутника в окрестности астероида Апофис.

3. Применить полученные методики к исследованию других околоземных астероидов при учете их характеристик.

На защиту выносятся:

1. Двухэтапная методика построения оптимальных, по максимуму полезной массы, траекторий КА с использованием ДУБТ для экспедиции Земля-астероид-Земля: в центральном ньютоновском поле притяжения Солнца, в импульсной модели – на первом этапе, и при учете возмущений, эфемерид небесных тел и гравитационных потерь от конечности тяги – на втором этапе.
2. Алгоритм построения сопряженных функций для случая максимизации полезной массы экспедиции Земля-астероид-Земля с ДУБТ с учетом различия скоростей истечения газов у двигательных установок и наличия отделения масс.
3. Характеристики энергически оптимальных траекторий для экспедиции Земля-Апофис-Земля в 2019-2022 гг.
4. Математическая модель орбитального движения спутника астероида с учетом притяжения нескольких небесных тел (Солнца, Земли, Луны, Венеры, Юпитера и др.), несферичности астероида как вытянутого эллипсоида вращения и ДСС, с возможностью затенения КА эллипсоидальным астероидом.
5. Результаты исследования динамики орбитального движения спутника астероида Апофис с учетом указанных возмущений. Выявление возможности создания стабильных орбит мини-спутника астероида Апофис со временем жизни несколько лет вплоть до сближения с Землей в 2029 г.

Апробация результатов работы. Основные положения и результаты диссертационной работы были представлены и обсуждены на: 65 и 68 Международных конгрессах астронавтики (Пекин, 2013 г.; Гвадалахара, 2016 г.); XXXIX и XLI Академических чтениях по космонавтике (Москва, 2015 г., 2017 г.); Международных конференциях «Околоземная астрономия» (Терскол, 2015 г.; Агой, 2017 г.); IX Всероссийской конференции «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики» (Томск, 2016 г.); XIII Международной конференции «Забабахинские научные чтения» (Снежинск, 2017 г.); Семинаре «Механика космического полета» им. В. А. Егорова, МГУ (Москва, 2017г.), и др.

Публикации. Основные положения и результаты диссертационной работы изложены в 19 научных работах, среди которых 12 статей, из них 10 в изданиях, включенных в перечень рекомендованных ВАК РФ, в частности, 6 - в изданиях, индексируемых Scopus и Web of Science, 1 - препринт ИПМ им. М.В. Келдыша.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, приложения, списка литературы. Объем диссертации 150 страниц. Работа включает в себя 64 рисунка и 23 таблицы. Список литературы содержит 151 наименование.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, дается обзор космических миссий к астероидам, работ по экспедициям с возвратом к Земле и работ по оптимизации траекторий, орбитам спутников астероидов. Излагаются цели диссертационной работы. Сформулирован комплекс задач, решение которых обеспечивает достижение поставленных целей. Рассмотрены методы исследований, научная новизна и практическая значимость работы.

В первой главе изложена методика построения оптимальных по полезной массе межпланетных траекторий полета КА к астероиду и возврата к Земле при использовании ДУБТ.

Рассмотрена следующая схема экспедиции Земля-астероид-Земля. Ракета-носитель (РН) выводит КА с РБ на опорную орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ). После пассивного движения по ней в некоторый момент t_0 блоком РБ сообщается импульс скорости ΔV_1 , производится разгон КА, и КА переводится на орбиту полета к астероиду. Затем РБ отделяется от КА, и дальнейшие маневры осуществляются с помощью второй двигательной установки большой тяги, ДУ2. В момент $t_{1\text{сд}}$ аппарат выходит из сферы действия Земли. Далее, в момент t_2 КА подлетает к астероиду. С помощью ДУ2 сообщается импульс скорости ΔV_2 , осуществляется торможение КА, и КА переходит на орбиту спутника астероида. В окрестности астероида КА пребывает некоторое время Δt_{23} , это – «время ожидания». В течение этого времени возможны посадка на поверхность астероида, взятие образцов его грунта и другие исследования. Одной из главных целей экспедиции считается выведение мини-спутника астероида с радиомаяком с целью проведения более точного определения орбиты астероида. Поэтому полагаем, что после специальных маневров от основного КА отделяется и оставляется на некоторой орбите спутника астероида мини-аппарат с радиомаяком, который должен летать вокруг астероида в течение нескольких лет. Затем, в момент t_3 основному КА сообщается импульс скорости ΔV_3 , КА разгоняется и переходит на траекторию возвращения к Земле. В момент $t_{4\text{сд}}$ КА подлетает к сфере действия Земли. От КА отделяется спускаемый аппарат, в момент t_f происходит его гиперболический вход в атмосферу Земли, затем - торможение, посадка. В этом случае энергетические затраты на экспедицию в номинале определяются тремя величинами импульсов скорости ΔV_1 , ΔV_2 , ΔV_3 . Рассмотрена также, для сравнения, и схема с торможением и эллиптическим входом КА в атмосферу Земли. Однако в этом случае полезная масса существенно уменьшается. Поэтому для уменьшения энергетических затрат в качестве основной принята схема полета, где тормозной импульс скорости двигателя не сообщается при подлете к Земле, аналогично проектам “Stardust”, “Hayabusa”.

При построении оптимальных межпланетных траекторий перелета в основном варианте анализа максимизируем полезную массу экспедиции m_p . При этом полагаем, что полезная масса получается вычитанием из конечной

массы m_f массы ДУ2. Кроме того, для сравнения, выполнен ряд расчетов с минимизацией характеристической скорости $V_{\text{хар}}$, равной сумме величин импульсов скорости, а также с максимизацией конечной массы.

Задача построения оптимальных межпланетных траекторий решается в два этапа. На первом этапе гелиоцентрические траектории перелета КА Земля-астероид и астероид-Земля определяются в модели точечных сфер действия Земли и астероида, в импульсной постановке. Орбиты перелетов Земля – астероид и астероид – Земля находятся с помощью решения задачи Эйлера-Ламберта в центральном ньютоновском поле притяжения Солнца.

Схема решения задачи будет следующей. При задании граничных времен экспедиции t_1 (отлет с орбиты Земли), t_2 (подлет к орбите астероида), t_3 (отлет с орбиты астероида), t_4 (подлет к орбите Земли) гелиоцентрические орбиты перелета между небесными телами определяются путем двукратного решения задачи Эйлера – Ламберта (с учетом возможности совершения одного пассивного витка хотя бы по одной орбите). Это позволяет найти скорости «на бесконечности» $V_{\infty 1}$, $V_{\infty 2}$, $V_{\infty 3}$, $V_{\infty 4}$ и требуемые импульсы скорости для перелета ΔV_1 , ΔV_2 , ΔV_3 . Суммой величин этих импульсов является характеристическая скорость $V_{\text{хар}}$. Определяются также конечная m_f и полезная m_p массы КА. Полезная масса КА определяется с учетом отделяемых масс РБ и ДУ2, при этом скорости истечения газов из двигательных установок РБ и ДУ2 различны. Необходимо выбором времен t_1 , t_2 , t_3 , t_4 (при заданных областях для этих времен) найти оптимальные траектории с максимальной полезной массой.

Для поиска оптимальных траекторий использовано несколько методов: метод И.М. Соболя, генетический алгоритм (ГА), квазиньютоновский BFGS (Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno) метод. Метод И.М. Соболя с точками ЛП_τ - последовательностей, которые очень равномерно распространены в пространстве, позволяет найти области, где расположены локальные оптимумы и глобальный оптимум. Запуск ГА в этих областях определяет глобальный оптимум с точностью до суток. BFGS метод позволяет затем быстро (за 2-8 итераций) уточнить оптимум.

После построения оптимальных гелиоцентрических траекторий перелета КА на первом этапе, эти траектории проверяем на выполнение необходимых условий оптимальности в классе многоимпульсных перелетов с помощью сопряженных функций для функционала максимума полезной массы КА. Получены выражения для базис-вектора Лоудена $\mathbf{p}$ (сопряженного к скорости КА вектора λ_v) в граничные времена t_1 , t_2 , t_3 , t_4 :

$$\begin{aligned} \mathbf{p}_1 = \lambda_v(t_1) &= \frac{c_2 m(t_0) \mu_1}{c_1 m_f} \left(\mu_2 \mu_3 - \frac{a_{T2}}{1 + a_{T2}} \right) \frac{\mathbf{V}_{\infty 1}}{V_{p1}}, \\ \mathbf{p}_2 = \lambda_v(t_2) &= -\frac{\mathbf{V}_{\infty 2}}{V_{\infty 2}}, \quad \mathbf{p}_3 = \lambda_v(t_3) = \frac{\mathbf{V}_{\infty 3}}{V_{\infty 3}}, \quad \mathbf{p}_4 = \lambda_v(t_4) = 0, \end{aligned} \quad (1)$$

где $m(t_0)$ – начальная масса КА на опорной орбите ИСЗ; c_1 , c_2 - скорости

истечения газов из двигателя разгонного блока и ДУ2; $\mu_1 = e^{-\Delta V_1/c_1}$, $\mu_2 = e^{-\Delta V_2/c_2}$, $\mu_3 = e^{-\Delta V_3/c_2}$; a_{T2} – коэффициент пропорциональности массы топливных баков ДУ2 массе топлива; $V_{p1} = \sqrt{V_{\infty}^2 + 2\mu_E/r_0}$ – скорость в перигее орбиты отлета от Земли; притяжение астероида здесь для простоты не учитывается. Зная эти граничные сопряженные переменные, можно определить текущие переменные по переходной матрице Φ , удовлетворяющей уравнениям:

$$\begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_f \\ \delta \dot{\mathbf{r}}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_1 & \Phi_2 \\ \Phi_3 & \Phi_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_0 \\ \delta \dot{\mathbf{r}}_0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где

$$\Phi_1 = \frac{\partial \mathbf{r}_f}{\partial \mathbf{r}_0}, \quad \Phi_2 = \frac{\partial \mathbf{r}_f}{\partial \dot{\mathbf{r}}_0}, \quad \Phi_3 = \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_f}{\partial \mathbf{r}_0}, \quad \Phi_4 = \frac{\partial \dot{\mathbf{r}}_f}{\partial \dot{\mathbf{r}}_0}.$$

Поскольку переходная матрица для $(\mathbf{p}, \dot{\mathbf{p}})$ идентична матрице для $(\delta \mathbf{r}, \delta \dot{\mathbf{r}})$, производная базис-вектора $\dot{\mathbf{p}}$ в начальный момент определяется:

$$\dot{\mathbf{p}}_0 = \Phi_2^{-1} \cdot (\mathbf{p}_f - \Phi_1 \cdot \mathbf{p}_0). \quad (3)$$

Тогда с помощью $\mathbf{p}_0$, $\mathbf{p}_f$ по (1) и $\dot{\mathbf{p}}_0$ по (3), можно определить изменение базис-вектора на всей траектории:

$$\mathbf{p}(t) = \Phi_1(t, t_0)\mathbf{p}_0 + \Phi_2(t, t_0)\dot{\mathbf{p}}_0,$$

при этом Φ_1 , Φ_2 пересчитываются по (2) в каждый момент t . Выполнение условия

$$p(t) = |\mathbf{p}(t)| \leq 1 \quad (4)$$

необходимо для оптимальности траекторий в классе многоимпульсных перелетов. Если это условие не выполняется на некотором участке, то данную траекторию можно улучшить введением дополнительных импульсов или вариацией граничных времен.

На втором этапе анализа уточняются характеристики полученных оптимальных межпланетных траекторий. При этом движение КА рассчитывается с учетом возмущений от притяжения небесных тел, сжатия Земли (J_2), ДСС, координаты небесных тел определяются по эфемеридам JPL, а траектории КА определяются численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения КА и решением краевых задач для выполнения граничных условий. Выполнена также коррекция массово-энергетических характеристик. Для этого учтены гравитационные потери при разгоне КА у Земли из-за конечности тяги; предусмотрены дополнительные импульсы скорости на коррекцию траекторий; уточнены массовые характеристики отделяемых частей РБ; предусмотрены гарантийные запасы топлива; введены отделяемые массы – для мини-спутника астероида и

посадочного устройства. Выполняется оптимизация уточненных траекторий по граничным временам, методом координатного спуска.

Во второй главе, в соответствии с разработанной методикой, для экспедиции «Земля – Апофис – Земля» определяются и исследуются энергетически оптимальные, по максимуму полезной массы КА, межпланетные траектории с запуском КА в течение 2019-2022 гг.

Ввиду малости расстояния между Апофисом и Землей в 2021 г. дата отлета от Земли t_1 рассмотрена в диапазоне $T_1=[01.05.2019; 31.12.2022]$. Общая продолжительность экспедиции Δt_Σ выбиралась из множества $T_S \in [390; 420; 450; 510; 540; 570; 600; 630; 660; 690; 730]$ сут. Сначала исследован вариант с использованием РН «Союз-ФГ» и РБ «Фрегат». Применительно к двигательной установке ДУ2 принято, что ее удельная тяга 304 с; постоянная составляющая массы $m_{20}=100$ кг; коэффициент массы топливных баков $a_{T2} = 0,15$. Начальный радиус низкой орбиты ИСА для основного КА 500 м.

Рассмотрено несколько задач оптимизации. Для основной задачи (1) оптимизации фиксированы время ожидания $\Delta t_{23} = t_3 - t_2 = 7$ суток и суммарное время Δt_Σ из множества T_S , меняются t_1 в T_1 и $\Delta t_{12} = t_2 - t_1$. Решение этой основной задачи на первом этапе анализа дало оптимальные траектории для разных времен Δt_Σ . Среди них максимальная полезная масса КА $m_p = 272$ кг получена для траектории № 16 с характеристиками: $\Delta t_\Sigma = 690$ сут, $t_1 = 24.05.2019$, $\Delta t_{12} = t_2 - t_1 = 335$ сут., $t_4 = 13.04.2021$, см. Рис.1. Видим, что есть только две области с положительной полезной массой. Для этой траектории $V_{\text{хар}} = 6,618$ км/с, $m_f = 527$ кг. На Рис.2 приведены в проекции на плоскость эклиптики ее орбиты перелета: (а) от Земли (P_1) до Апофиса (P_2); (б) от Апофиса (P_3) до Земли (P_4). Во второй части (б) КА совершает один пассивный виток по орбите. Возврат КА к Земле происходит у восходящего узла орбиты Апофиса относительно эклиптики.

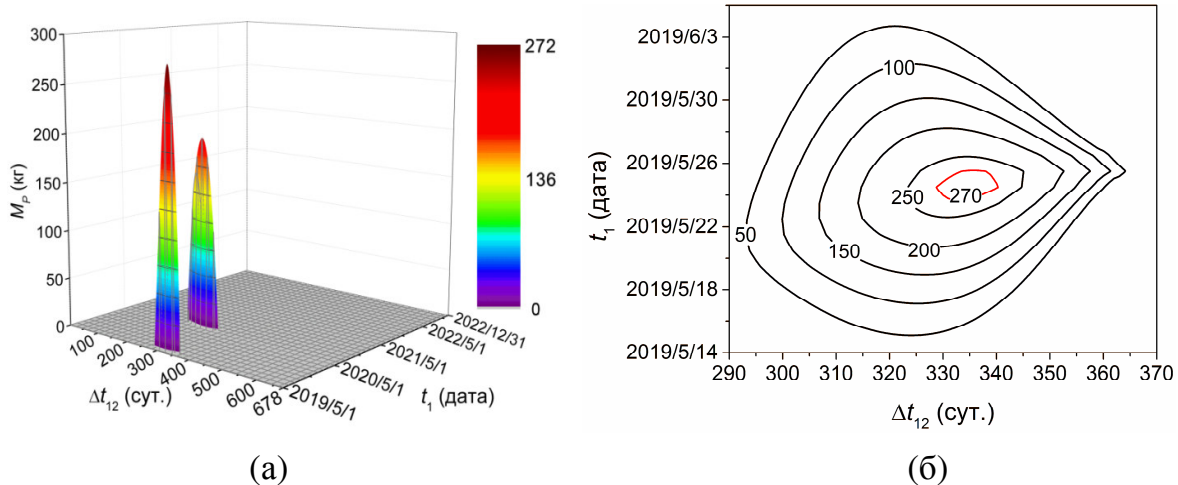


Рис.1. Зависимость полезной массы от времен t_1 и Δt_{12} для варианта $\Delta t_\Sigma = 690$ сут, $\Delta t_{23} = 7$ сут.: (а) глобальный и локальный оптимумы; (б) изолинии полезной массы.

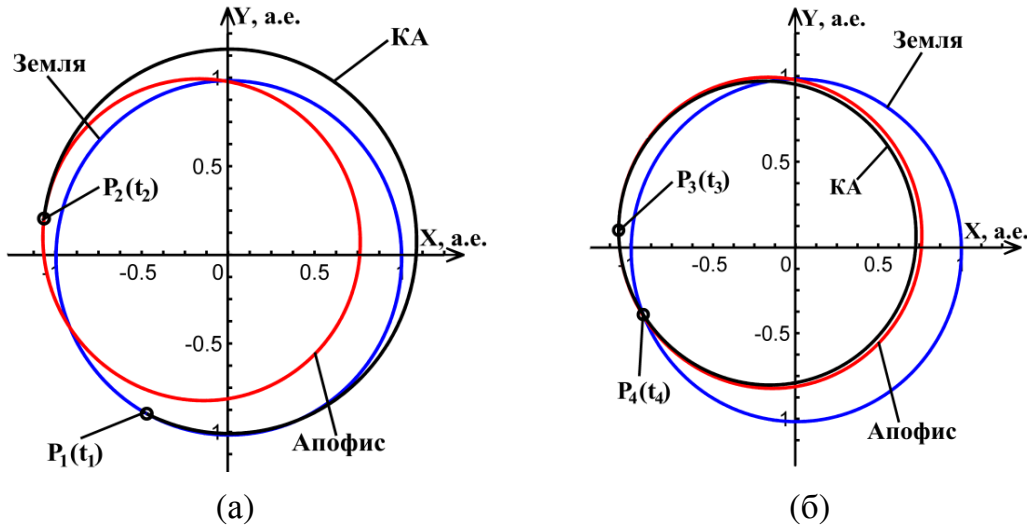


Рис.2. Межпланетные перелеты КА для траектории № 16: (а) перелет от Земли (P_1) до Апофиса (P_2); (б) перелет от Апофиса (P_3) до Земли (P_4)

Решена задача (2) - трехмерной оптимизации при заданном времени ожидания $\Delta t_{23} \in [7; 30; 60; 90; 120; 130]$ сут., при $\Delta t_{\Sigma} \leq 2$ года. Получено, что оптимальное время ожидания КА у Апофиса $\Delta t_{23\text{opt}}$ достигается на интервале 90 – 120 сут., см. Рис.3. Так, для траектории с $\Delta t_{23} = 120$ сут.: $t_1 = 06.05.2020$, $\Delta t_{12} = 297$ сут., $\Delta t_{\Sigma} = 716$ сут., $V_{\text{хар}} = 6,35$ км/с, $m_f = 544$ кг, $m_p = 328$ кг.

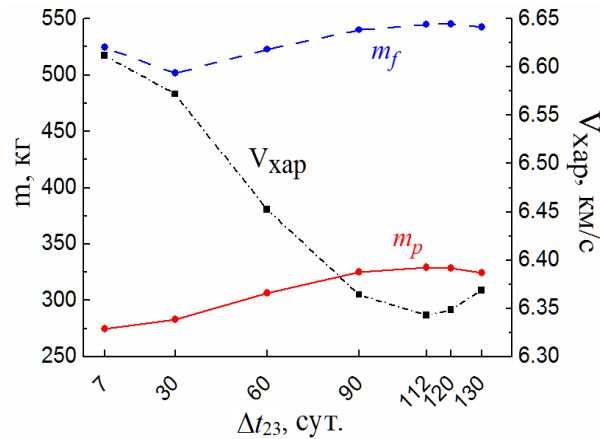


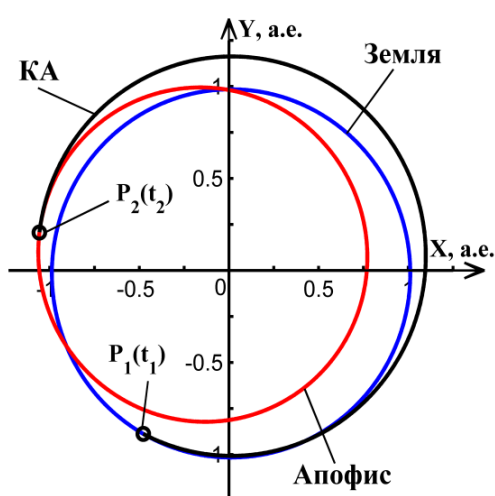
Рис.3. Зависимость $V_{\text{хар}}$, m_f , m_p от времени Δt_{23}

Решены также дополнительные задачи: (3) – трехмерной оптимизации при задании Δt_{Σ} ($= 690$ сут.), и (4) – полной четырехмерной оптимизации при условиях $\Delta t_{\Sigma} \leq 2$ года; $\Delta t_{23} \geq 7$ сут. В табл. 1 приведены характеристики полученных оптимальных траекторий № 19, № 20, соответственно. Полезная масса здесь увеличивается - по сравнению с № 16. Для этих вариантов возврат к Земле происходит также вблизи восходящего узла орбиты Апофиса. Картинки траекторий № 19, 20 в проекции на плоскость эклиптики даны на Рис.4 и Рис.5. Оптимальное время ожидания уточняется при решении задачи (4), оно составляет ~ 112 сут, см. табл. 1, траектория № 20.

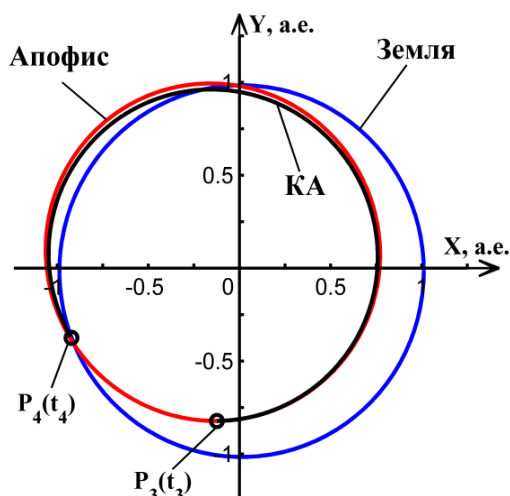
Таблица 1.

Характеристики оптимальных траекторий № 19, 20

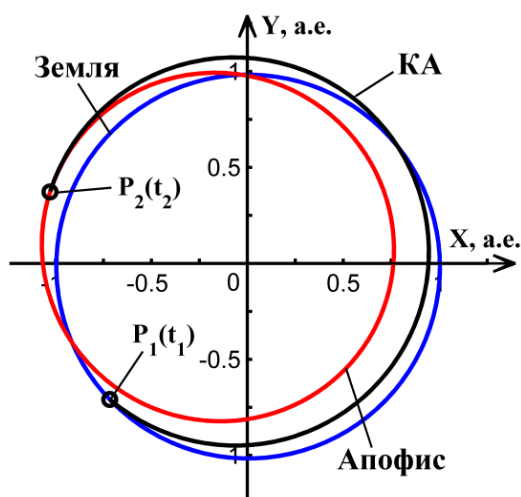
Номер	Δt_{Σ} , сут.	t_1	Δt_{12} , сут.	Δt_{23} , сут.	t_4	$V_{\text{хар}}$, км/с	m_f , кг	m_p , кг
19	690	23.05.2019	336	93	12.04.2021	6,519	544	293
20	716	05.05.2020	300	112	21.04.2022	6,343	545	329



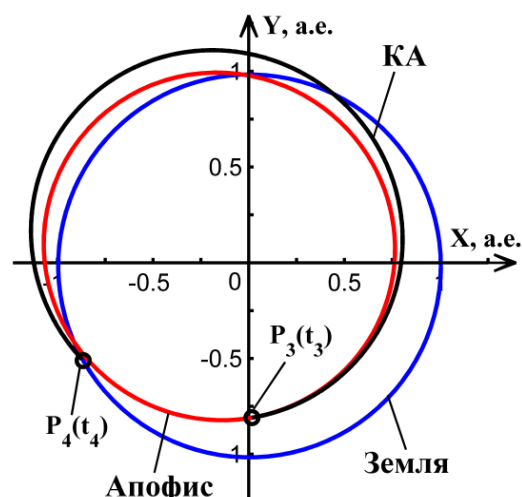
(а)



(б)

Рис.4. Межпланетные перелеты КА для варианта № 19: (а) перелет от Земли (P_1) до Апофиса (P_2); (б) перелет от Апофиса (P_3) до Земли (P_4)

(а)



(б)

Рис.5. Межпланетные перелеты КА для траектории № 20: (а) перелет от Земли (P_1) до Апофиса (P_2); (б) перелет от Апофиса (P_3) до Земли (P_4)

Для полученных траекторий построены сопряженные функции, в частности, модуль базис-вектора. Так как для траектории № 16 $\Delta t_{23} = 7$ сут. $< \Delta t_{23\text{опт}}$, то на некотором ее участке, вблизи момента t_3 отлета от Апофиса, $p(t) > 1$. В этом случае увеличение Δt_{23} и t_3 позволяет увеличить полезную массу. Это подтверждается характеристиками траектории № 19, у которой время ожидания $\Delta t_{23} = 93$ сут. На Рис. 6 представлено изменение $p(t)$ для этой траектории ($p \leq 1$). Для траектории № 20 условие $p(t) \leq 1$ также выполняется.

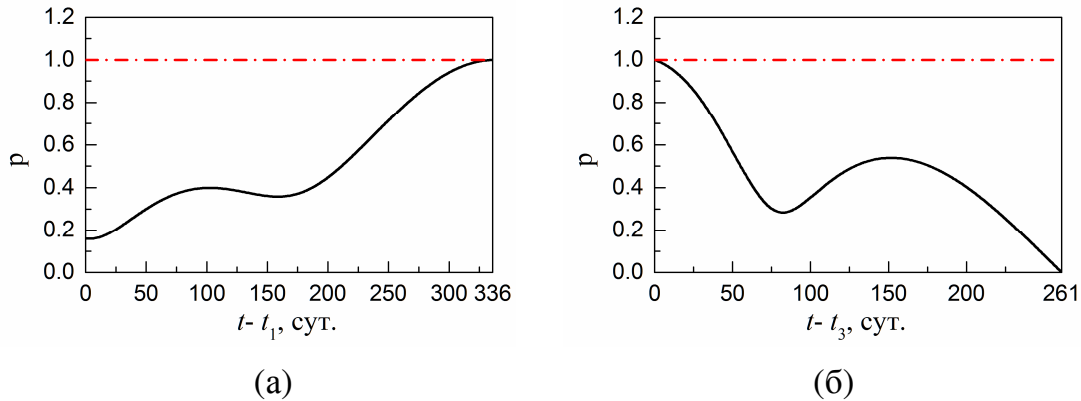


Рис.6. Изменение модуля базис-вектора на траектории № 19: (а) перелет от Земли до Апофиса; (б) перелет от Апофиса до Земли

Далее, на втором этапе анализа, выполнено уточнение характеристик, полученных на первом этапе оптимальных траекторий. В окрестности граничных времен полученных траекторий выполнена оптимизация задачи на множестве уточненных траекторий - методом покоординатного спуска. Получены оптимальные траектории № 16а, № 19а, № 20а. Характеристики этих траекторий приведены в табл. 2. Здесь $\Delta t_s = t_f - t_0$. Уточнение на втором этапе привело к некоторому уменьшению полезной массы.

Таблица 2.

Характеристики траекторий № 16а, 19а, 20а

Номер	Δt_s , сут.	t_0	t_2	t_3	t_f	$V_{\text{хар}}$, км/с	m_f , кг	m_p , кг
16а	692	21.05.2019	24.04.2020	01.05.2020	12.04.2021	6,721	492	226
19а	691	21.05.2019	24.04.2020	22.07.2020	11.04.2021	6,624	509	245
20а	715	06.05.2020	02.03.2021	23.06.2021	21.04.2022	6,447	517	290

Кроме РН «Союз-ФГ», рассмотрено использование РН «Союз-2.1б» и «Зенит» с РБ «Фрегат». В табл. 3 приведены значения масс m_f и m_p для траекторий № 16а, 19а, 20а при использовании этих РН. При этом для РН «Союз» при разгоне у Земли РБ делается два включения, для РН «Зенит» - три включения РБ.

Таблица 3.

Значения конечной и полезной массы КА для траектории № 16а, 19а, 20а (после уточнения) с использованием разных РН

	Союз-ФГ			Союз-2.1б			Зенит		
m_0 (кг)	7130			8250			14000		
Номер	16а	19а	20а	16а	19а	20а	16а	19а	20а
m_f (кг)	492	509	517	604	624	611	1193	1233	1287
m_p (кг)	226	245	290	301	325	362	700	748	877

Для полученных траекторий при возврате к Земле оценена скорость входа КА в атмосферу Земли $V_{\text{вх}}$: $V_{\text{вх}} = 12,74$ км/с, $12,32$ км/с, $13,26$ км/с, соответственно, для траекторий № 16а, 19а, 20а. Отметим, что в проекте “*Stardust*” $V_{\text{вх}} = 12,9$ км/с, в проекте “*Hayabusa*” $V_{\text{вх}} = 12,5$ км/с, в проекте “*OSIRIS-REx*” $V_{\text{вх}} = 12,2$ км/с, т.е. современные технологии позволяют приземлять КА при скорости $V_{\text{вх}}$ до $12,9$ км/с. Учитывая это, решена еще задача (5) - полной четырехпараметрической оптимизации с ограничением на скорость входа, $V_{\text{вх}} \leq 12,8$ км/с – для траектории № 20а. Получено, что при уменьшении скорости $V_{\text{вх}}$ от $13,26$ км/с до $12,8$ км/с полезная масса КА уменьшилась на $\sim 15 - 19$ кг (для РН «Союз»). Отметим, что при этом для РН «Союз-2.1б» и РН «Зенит» полезная масса все же остается большей, чем сухая масса КА “*Stardust*” (300 кг).

В третьей главе дана математическая модель орбитального движения КА вокруг астероида с учетом трех типов возмущений: притяжения нескольких дальних небесных тел (Солнца, Земли, Луны, Венеры, Юпитера и др.), несферичности астероида и давления солнечного света. Проблема динамики орбитального движения ИСА исследовалась в работах D.J. Scheeres, В.Г. Поля, А.В. Симонова, К.Г. Суханова и др. Однако в выполненных работах отсутствует достаточно полный анализ орбитального движения спутника астероида, в частности, астероида Апофис. Поэтому нами принят численный метод анализа с использованием дифференциальных уравнений астероидоцентрического движения КА с учетом трех типов возмущений:

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}; \quad \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{a}_0 + k_1 \cdot \mathbf{a}_1 + k_2 \cdot \mathbf{a}_2 + k_3 \cdot \mathbf{a}_3, \quad (5)$$

где t , $\mathbf{r}$ (x , y , z), $\mathbf{V}$ (V_x , V_y , V_z) - вектор состояния КА в невращающейся прямоугольной геоэквиаториальной системе координат (СК) OXYZ с центром в центре масс астероида; $\mathbf{a}_0$ - центральное ускорение силы тяжести астероида; $\mathbf{a}_1$ – суммарное возмущающее ускорение от притяжения удаленных небесных тел; $\mathbf{a}_2$ – возмущающее ускорение от несферичности астероида; $\mathbf{a}_3$ – возмущающее ускорение от ДСС; $k_1, k_2, k_3 = (0; 1)$ – коэффициенты для учета возмущения.

Возмущающее ускорение от удаленных небесных тел вычисляется, для повышения точности расчета, в модифицированной форме, близкой к методу

Энке. Векторы положения небесных тел относительно Солнца берутся из Эфемериды DE421; вектор положения Апофиса определяется по сайту JPL.

Для определения **возмущающего ускорения от несферичности астероида** на данном этапе исследования использована приближенная модель однородного вытянутого эллипсоида вращения. Формы реальных малых небесных тел (малых астероидов, ядер комет) часто близки к такой и астероид Апофис тоже близок к ней. Возмущение $\mathbf{a}_2$ сначала определяется во вращающейся СК $Ox_2Y_2Z_2$, связанной с центром масс астероида и его главными осям, с помощью формул для компонент ускорения вытянутого эллипсоида вращения:

$$a_{2x} = -\frac{3\mu_A}{2l^3 a_A^3} \left[-\ln(\sqrt{1+l^2 u^2} + lu) + lu\sqrt{1+l^2 u^2} \right] x_2 + \frac{\mu_A}{r_2^2} \frac{x_2}{r_2}; \quad (6)$$

$$a_{2y} = -\frac{3\mu_A}{2l^3 a_A^3} \left[-\ln(\sqrt{1+l^2 u^2} + lu) + lu\sqrt{1+l^2 u^2} \right] y_2 + \frac{\mu_A}{r_2^2} \frac{y_2}{r_2}; \quad (7)$$

$$a_{2z} = -\frac{3\mu_A}{l^3 a_A^3} \left[\ln(\sqrt{1+l^2 u^2} + lu) - \frac{lu}{\sqrt{1+l^2 u^2}} \right] z_2 + \frac{\mu_A}{r_2^2} \frac{z_2}{r_2}. \quad (8)$$

Здесь:

$$a_A = R_A / \sqrt[3]{\alpha}; \quad l = \sqrt{\alpha^2 - 1}; \quad r_2 = \sqrt{x_2^2 + y_2^2 + z_2^2}; \quad l^2 u^2 = \frac{2l^2 a_A^2}{\sqrt{\beta^2 + 4\gamma a_A^2} + \beta}; \quad lu = \sqrt{l^2 u^2};$$

$$\beta = r_2^2 - l^2 a_A^2; \quad \gamma = (r_2^2 - z_2^2)l^2 = (x_2^2 + y_2^2)l^2.$$

μ_A – гравитационный параметр астероида; $\mathbf{r}_2(x_2, y_2, z_2)$ – радиус-вектор КА во вращающейся СК; ось OZ_2 – по большой оси эллипсоида $\mathbf{c}_A$. R_A – средний радиус астероида, соответствующий однородному шару с массой астероида; a_A, b_A, c_A – малая, средняя, большая полуоси эллипсоида для астероида. $\alpha = c_A/a_A$ – удлинение эллипсоида. Данное ускорение затем преобразуется в невращающуюся СК для использования в уравнениях (5). Полагаем, что астероид равномерно вращается вокруг малой оси $\mathbf{a}_A$ с периодом P_A , причем эта ось вращения имеет постоянную ориентацию в пространстве по вектору кинетического момента $\mathbf{L}$, определяемому в эклиптической системе координат долготой λ_L и широтой β_L .

Возмущающее ускорение от светового давления вычисляется по формуле

$$\mathbf{a}_3 = K_{SH} (C_{SC} F_{SC} + C_{SP} F_{SP}) (P_{SR} / d^2 (AU)) \cdot (\mathbf{d} / d) / m_{SC}, \quad (9)$$

где F_{SC} – миделева средняя площадь КА; F_{SP} – площадь панелей батарей; C_{SC}, C_{SP} – коэффициенты, учитывающие отражение, для КА и панелей солнечных батарей; m_{SC} – масса КА; $P_{SR} (\approx 4,6 \times 10^{-6} \text{ Н/м}^2)$ – давление солнечного света на расстоянии в 1 а.е. от Солнца; $\mathbf{d} = \mathbf{r} - \mathbf{r}_S$ – радиус-вектор КА относительно Солнца; $\mathbf{r}_S$ – радиус-вектор Солнца относительно центра масс астероида; $d = |\mathbf{d}|$; $d (AU) = d(\text{км})/1AU$; $1AU = 149,59787 \times 10^6 \text{ км}$. При этом принято, что плоскость солнечных панелей основного КА перпендикулярна направлению солнечных лучей. Ускорение, сообщаемое ДСС астероиду, намного меньше, чем

сообщаемое КА, поэтому им пренебрегаем. При определении коэффициента тени K_{SH} используется цилиндрическая модель тени (не учитывается полутень), также учитывается несферичная форма астероида.

В четвертой главе с помощью разработанной модели выполнен численный анализ движения спутника в окрестности Апофиса. За начальную дату выбрано 23 апреля 2020, это дата t_2 прилета КА к Апофису для оптимальной траектории № 16. Начальная орбита КА взята круговой с радиусом r_0 в диапазоне 0,5-2 км. Для основного КА взято: $F_{SC} = 5\text{ м}^2$, $F_{SP} = 10\text{ м}^2$, $C_{SC} = 1,4$, $C_{SP} = 1,1$, $m_{SC} = 600$ кг. Для мини-спутника принято, что он имеет форму шара с диаметром $D = 40$ см, массой $m = 10$ кг, для него $C_{SC} = 1,4$, по рекомендации АО «НПО Лавочкина».

Модель астероида Апофис. Для анализа влияния несферичности астероида в работе использована приближенная модель однородного вытянутого эллипсоида вращения, на основе результатов последних наблюдений Апофиса [Pravec P. с коллегами]. Принято, $\mu_A = 1,8\text{--}2,86 \text{ м}^3/\text{с}^2$, $R_A = 160$ м; $a_A = b_A$, удлинение $\alpha = c_A/a_A = (1,3; 1,5; 1,7)$. Главное внимание уделено варианту $\alpha = 1,7$. В основном варианте анализа астероид вращается вокруг малой оси a_A с периодом $P_A = 30,56$ ч, для оси вращения $\lambda_L = 250^\circ$ и $\beta_L = -75^\circ$.

Анализ движения КА у астероида с учетом частных возмущений. Чтобы иметь качественное представление о величинах центрального ускорения a_0 и возмущений a_1 , a_2 , a_3 , на Рис.7 приведены величины этих ускорений на круговых орбитах ИСА радиусом от 500 м до 5 км. Здесь для ускорения a_2 удлинение $\alpha = 1,7$. Возмущение a_3 здесь вычисляется для основного КА, а возмущение a_3^* - для мини-спутника. Видно, что на низкой орбите ИСА главное возмущение – от несферичности Апофиса, а на орбите с большим радиусом – от ДСС. Возмущение a_1 обычно на несколько порядков меньше, чем от ДСС.

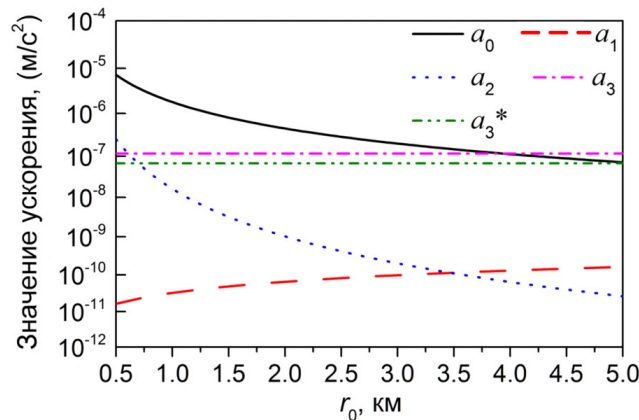


Рис.7. Изменение величин всех ускорений для случая $t_0 = 23.04.2020$, $r_0 = 0,5\text{--}5\text{ км}$, $e_0 = 0$, $\mu_A = 1,8 \text{ м}^3/\text{с}^2$

Анализ показал, что **влияние удаленных небесных тел** обычно очень мало и увеличивается с ростом начального радиуса орбиты r_0 . Следует отметить, что в апреле 2029 г. будет тесное сближение Апофиса с Землей, и возмущение за счет притяжения Земли резко увеличивается, орбита спутника сильно изменяется, и

КА улетает от астероида или ударяется о его поверхность.

Влияние несферичности Апофиса обычно больше, чем влияние удаленных небесных тел, но все же мало. В общем, оно уменьшается с увеличением начального радиуса орбиты r_0 . Но когда радиус орбиты близок к «резонансным» величинам, изменения параметров орбиты КА могут увеличиваться. Обнаружено резкое увеличение в изменении расстояния r при $r_0 = 0,8$ км (период движения КА вокруг астероида $P_{КА} \approx P_A$) и $r_0 = 1,3$ км ($P_{КА} \approx 1,5 P_A$) по сравнению с вариантами $r_0 = 0,5$ км и $r_0 = 1$ км, соответственно.

При варьировании начальной ориентации плоскости низкой орбиты радиусом 0,5 км, найдены два типа орбит: плоскость орбиты будет либо вращаться по долготе восходящего узла ДВУ Ω (в ротационном режиме), см. Рис. 8 (а), либо колебаться по наклону и узлу (в либрационном режиме), см. Рис. 8 (б). Выявлены две стационарные точки: (1) $\Omega_0 \approx 208,6^\circ$, $i_0 \approx 169,35^\circ$; (2) $\Omega_0 \approx 28,6^\circ$, $i_0 \approx 10,65^\circ$. Они соответствуют экваториальной плоскости астероида. Первая точка указана в центре «окружности» на Рис. 8 (б).

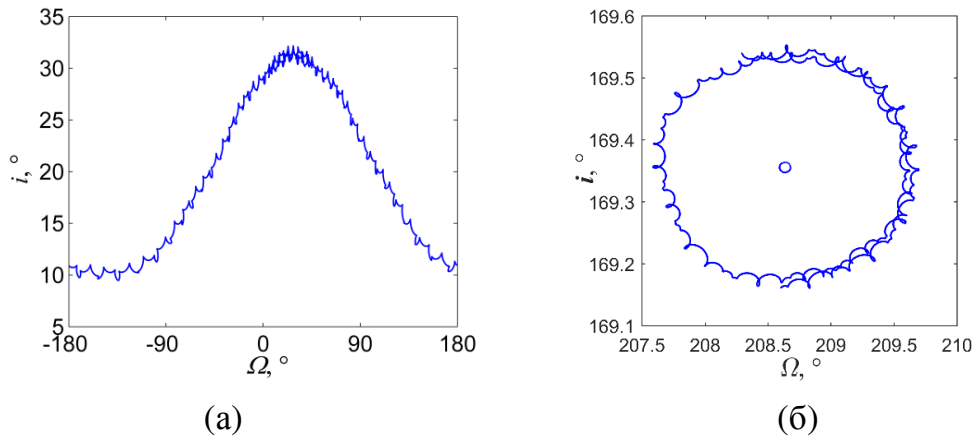


Рис.8. Изменение углов Ω и i за 30 сут. при учете возмущения только от несферичности; $r_0 = 0,5$ км, $\mu_A = 1,8 \text{ м}^3/\text{с}^2$, $\alpha = 1,7$, вращение вокруг малой оси a : (а) для случая вращательного движения по Ω ($\Omega_0 = 45^\circ$, $i_0 = 30^\circ$); (б) для случая колебательного движения в координатах (Ω, i) у стационарной точки (1).

Анализ **влияния давления солнечного света** показал, что ДСС может вызывать значительные изменения в орбитальных элементах КА за относительно короткий промежуток времени. Таких ситуаций обычно нет в классической астродинамике, где возмущения достаточно малы и требуется много оборотов по орбите или много дней, чтобы их влияние стало значительным. При этом важную роль играет ориентация плоскости орбиты КА относительно направления на Солнце. На Рис. 9 показана эволюция орбиты КА из-за ДСС, когда солнечные лучи лежат близко к плоскости орбиты (при $\Omega_0 = 0$). Тогда КА через ~ 5 суток (9 оборотов на орбите) столкнется с Апофисом. С точки зрения «времени жизни» КА рациональная начальная ориентация плоскости орбиты КА является перпендикулярной к направлению на Солнце. Если заданы «прямое восхождение» α_s и «склонение» δ_s – астероидоцентрические угловые

координаты Солнца, то для такой орбиты:

$$\Omega_0 = 90^\circ + \alpha_S; i_0 = 90^\circ - \delta_S. \quad (10)$$

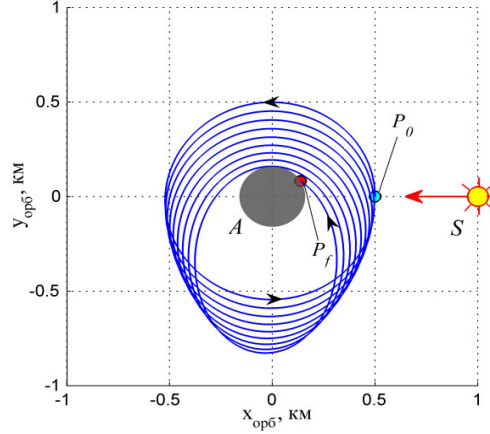


Рис.9. Движение основного КА около астероида с учетом влияния только ДСС для случая $\mu_A = 2,86 \text{ м}^3/\text{с}^2$, $\Omega_0 = 0$, $i_0 = 90^\circ$, $r_0 = 0,5 \text{ км}$, $e_0 = 0$. P_0 , P_f – начало и конец движения КА; S – Солнце; A – астероид.

На Рис. 10 показана эволюция параметров орбиты КА только за счет ДСС для случая $\Omega_0 = 90^\circ$. При этом солнечные лучи примерно перпендикулярны плоскости начальной орбиты, плоскость орбиты КА прецессирует, «следит» за Солнцем, а линейный размер орбиты КА меняется мало, см. Рис. 10 (б). Видно из Рис. 10 (а), что угол β между нормалью к плоскости орбиты КА и направлением на Солнце за 9 лет остается малым, рациональная ориентация плоскости орбиты КА сохраняется. И «время жизни» КА здесь более 9 лет.

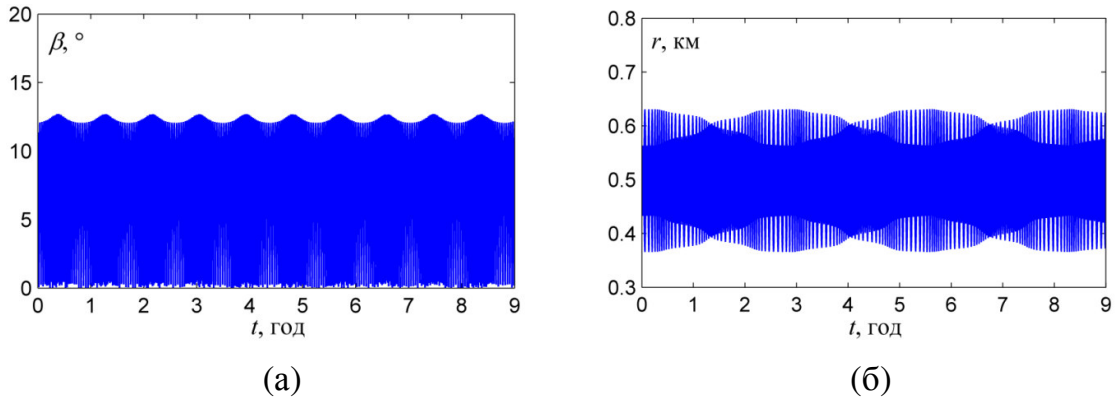


Рис.10. Эволюция орбиты основного КА за счет ДСС в 2020-2029 гг. для варианта $\mu_A = 2,86 \text{ м}^3/\text{с}^2$, $\Omega_0 = i_0 = 90^\circ$, $r_0 = 0,5 \text{ км}$, $e_0 = 0$: (а) угол β между нормалью к плоскости орбиты КА и направлением от КА к Солнцу; (б) расстояние от КА до центра масс Апофиса.

Совместное влияние трех возмущений на орбитальное движение КА около Апофиса. Здесь ситуация усложняется. Большие и близкие значения возмущающих ускорений от несферичности и давления солнечного света и их корреляция могут вызвать неустойчивость параметров движения КА. Близость орбиты КА к синхронной может привести к явлениям типа резонансных. В

результате при совместном действии возмущений ситуация может сильно ухудшиться по сравнению с вариантами при учете отдельных, частных возмущений. «Время жизни» КА T определено условиями: $r/R_3 \geq 1,1$ и $r \leq 10$ км, где r/R_3 - отношение расстояния от центра масс астероида до КА к расстоянию от центра масс астероида до подспутниковой точки на поверхности астероида-эллипсоида.

Для случая совместного действия всех возмущений в табл. 4 приведено «время жизни» T основного КА на низкой орбите спутника Апофиса с начальным радиусом 0,5 км, $i_0 = \Omega_0 = 90^\circ$ при разных значениях параметра μ_A и удлинения α . Анализ показал, что «время жизни» T основного КА при $r_0 = 0,5$ км можно обеспечить достаточно большим, свыше 30 сут.

Таблица 4.

«Время жизни» основного КА на орбите спутника Апофиса при разных значениях μ_A и удлинения α для случая $r_0 = 0,5$ км, $e_0 = 0$, $i_0 = \Omega_0 = 90^\circ$, со всеми возмущениями

$\mu_A, \text{м}^3/\text{с}^2$	α	$T, \text{сут.}$
1.8	1.3	136
	1.5	88
	1.7	38
2.86	1.3	71
	1.5	333
	1.7	60

Анализ движения основного КА на орбите спутника Апофиса с большим радиусом, при $r_0 = 0,9-1,2$ км, показал, что в этом случае для всех рассмотренных значений μ_A и α , «время жизни» основного КА $T > 120$ сут. Т.е. при увеличении r_0 возможно использование оптимального времени ожидания КА у Апофиса (~90-120 сут.), полученного во второй главе.

Отметим, что нами выполнен также приближенный качественный анализ точек либрации астероида. При этом за основу взята модель Белецкого В.В. (Космические исследования, 2017, том 45, № 5, с. 435-442) гантелеобразного астероида, порождающая обобщенную ограниченную круговую задачу трех тел. Данная модель дала две треугольные точки либрации, находящиеся на расстоянии ~ 816 – 955 м от центра масс астероида. Влияние других возмущений меняет картину движения КА у этих точек. Тем не менее, видно увеличение времени жизни КА для орбит вблизи этих точек либрации.

Сделана также оценка необходимых затрат характеристической скорости для коррекции орбиты основного КА при необходимости обеспечения большего времени жизни, ~ 4 месяца, при реализации оптимального времени ожидания КА у астероида до отлета к Земле. Получено, что необходимая скорость коррекции мала, < 1 м/с.

В табл. 5 приведено «время жизни» T около Апофиса для мини-спутника с

учетом всех трех возмущений при разных значениях μ_A , удлинения α и начального радиуса орбиты r_0 ($i_0=\Omega_0=90^\circ$). Видно, что в окрестности радиуса $r_0=1,5$ км, для рассмотренных значений μ_A , α , мини-спутник всегда может стабильно держаться у Апофиса в течение ~ 9 лет - до тесного сближения Апофиса с Землей в 2029 году. При значительном увеличении радиуса орбиты r_0 центральное притяжение становится уже недостаточным для удержания КА, и КА быстро улетает от астероида под влиянием ДСС. При достаточно малом радиусе орбиты r_0 время жизни также уменьшается.

Таблица 5.

«Время жизни» мини- аппарата на орбите спутника Апофиса при разных значениях μ_A , удлинения α и начального радиуса r_0 для случая $e_0=0, i_0=\Omega_0=90^\circ$, со всеми возмущениями

$\mu_A, \text{м}^3/\text{с}^2$	α	$r_0, \text{км}$	T
1.8	1.3 - 1.5	1.5	~ 9 лет
	1.7	0.9	~ 1.2 года
		1.5	~ 9 лет
		2.0	~ 80 сут
2.86	1.7	1.0	~ 2 года
	1.3 - 1.7	1.5	~ 9 лет
		2.0	~ 9 лет
		2.5	~ 90 сут

На Рис. 11 (а) приведена картина движения мини-спутника с 2020 г. по 2029 г. во вращающейся плоскости, перпендикулярной направлению с астероида на Солнце для варианта $\mu_A=1,8 \text{ м}^3/\text{с}^2, \alpha=1,7, r_0=1,5 \text{ км}, i_0=\Omega_0=90^\circ$.

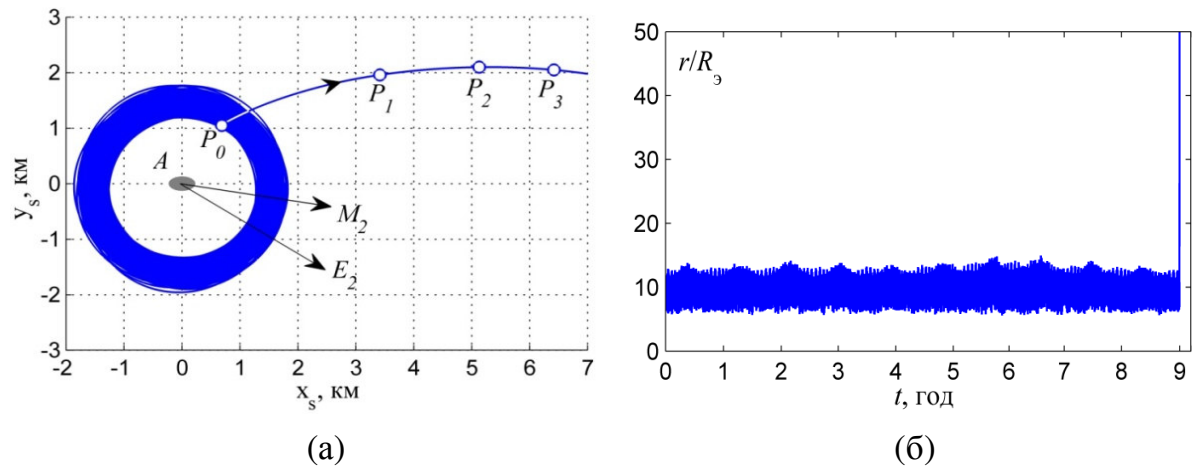


Рис.11. Движение мини-спутника около Апофиса в течение 2020-2029 для случая $\mu_A=1,8 \text{ м}^3/\text{с}^2, \alpha=1,7, r_0=1,5 \text{ км}, i_0=\Omega_0=90^\circ$, со всеми возмущениями. Отлет КА от астероида происходит вблизи показанной на Рис. 11 (а) точки P_0

сближения Апофиса с Землей до расстояния ~ 38000 км, 13.04.2029 г. Точки P_n ($n=1, 2, 3$) на дуге отлета соответствуют времени полета n суток после сближения в точке P_0 . Стрелки E_2 , M_2 показывают на Землю и Луну через 2 суток после отлета. На Рис. 11 (б) дано относительное расстояние $r/R_\odot$ для данного варианта.

Более подробный анализ при варьировании начального радиуса орбиты r_0 показал, что есть некоторый диапазон значений радиуса r_0 , для которого, при начальной ориентации орбиты, перпендикулярной к направлению на Солнце, мини-спутник в течение 9 лет (2020-2029) остается в окрестности астероида. При $\alpha=1,5-1,7$, $\mu_A=1,8 \text{ м}^3/\text{с}^2$, $P \approx 30$ ч. для этого диапазона $r_0 \approx 1,3-1,6$ км. Для более тяжелого астероида, $\mu_A=2,86 \text{ м}^3/\text{с}^2$, при $\alpha=1,7$ указанный диапазон значений радиуса орбиты мини-спутника составляет $r_0 \approx 1,4-2$ км.

Для анализа надежности результатов варьировался также ряд других основных характеристик, в частности: масса, удлинение, параметры вращения астероида, масса и параметры начальной орбиты КА (ее плоскость, начальная большая полуось, эксцентриситет), начальная дата полета. Основные результаты анализа, представленные выше, сохраняются в этих случаях.

В заключении сформулированы основные результаты работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

На основании выполненного диссертационного исследования можно заключить, что в работе решена актуальная задача разработки методики построения оптимальных траекторий экспедиции КА для полета от Земли к потенциально опасному астероиду, пребывания КА у астероида и последующего возвращения КА к Земле с помощью ДУБТ, включая формирование орбиты ИСА. По результатам работы могут быть сделаны следующие выводы:

1. Разработана двухэтапная методика построения оптимальных по максимуму полезной массы межпланетных траекторий КА для экспедиции Земля – астероид – Земля: в центральном ньютоновском поле притяжения Солнца, в импульсной модели – на первом этапе, и при учете возмущений от небесных тел и давления солнечного света, гравитационных потерь при разгоне у Земли, с определением координат небесных тел по эфемеридам – на втором этапе. Разработан алгоритм построения сопряженных функций для случая максимизации полезной массы, с учетом различия скоростей истечения газов у двигательных установок и наличия отделения масс.
2. С помощью разработанной методики построены оптимальные по максимуму полезной массы межпланетные траектории КА для экспедиции Земля - Апофис - Земля при выведении с помощью РН «Союз-ФГ», «Союз-2.1б» и «Зенит», при разгоне у Земли с помощью разгонного блока «Фрегат» и при дальнейших маневрах с помощью специальной ДУ большой тяги - для перелета в течение 2019-2022 гг. Показано, что существует принципиальная возможность реализации космической экспедиции Земля-Апофис-Земля с использованием обычных двигателей большой тяги и РН «Союз-ФГ»,

- «Союз-2.1б», «Зенит».
3. Выявлено, что для оптимальных межпланетных траекторий экспедиции возврат к Земле происходит вблизи восходящего узла орбиты Апофиса относительно эклиптики. Определено оптимальное время ожидания КА у Апофиса. Установлено, что нужно не более трех импульсов скорости для реализации оптимальной экспедиции Земля-Апофис-Земля.
 4. Разработана методика определения характеристик орбитального движения спутника астероида с учетом возмущений от небесных тел, несферичности астероида как вытянутого эллипсоида вращения, давления солнечного света и собственного вращения астероида вокруг малой оси.
 5. Определены характеристики орбит движения основного КА и мини-спутника вокруг Апофиса. Выявлены параметры начальной круговой орбиты (ориентация и радиус), при которых «время жизни» спутника Апофиса будет большим: более месяца для основного КА на низкой орбите и несколько лет, до сближения с Землей в 2029 г., для мини-спутника. При этом рациональной (с точки зрения увеличения «времени жизни» спутника) является начальная ориентация плоскости орбиты КА, перпендикулярная к направлению на Солнце.

Публикации по теме диссертации в изданиях, рекомендованных ВАК

1. Ивашкин В.В., Крылов И.В., А. Лан. Оптимальные траектории для экспедиции КА к астероиду Апофис с возвращением к Земле // *Астрономический Вестник*. 2013. Т. 47. № 4. С. 361-372.
2. Ivashkin, V.V., Krylov, I.V., Lang, A. Optimal spacecraft trajectories for expedition to asteroid Apophis with return to Earth // *International Astronautical Congress IAC-2013. Proceedings*. 2013. Vol. 7, pp. 5388-5398.
3. Vyacheslav V. Ivashkin, and Anqi Lang. Optimal Spacecraft Trajectories For Flight To Asteroid Apophis With Return To Earth Using Chemical High Thrust Engines // *Advances in the Astronautical Sciences*. Vol. 153. Published by Univelt. P.O. Box 28130. San Diego, California 92198. 2015. Pp. 1653-1667.
4. Anqi Lang, V.V. Ivashkin. Dynamics of Spacecraft Orbital Motion around Asteroid Apophis // *International Astronautical Congress IAC-2016. Proceedings*. 2016. Paper IAC-16-C1, 6, 2, x33922, 12 p.
5. Ивашкин В.В., Лан А. Анализ орбитального движения космического аппарата вокруг астероида Апофис // *Доклады Академии наук*. 2016. Т. 468, № 4. С.403-407.
6. Ивашкин В.В., Лан А. Анализ орбитального движения спутника астероида Апофис // *Космические исследования*. 2017. Т. 55, № 4. С. 268-277.
7. Лан Аньци, Ивашкин В.В. Исследование характеристик траекторий космического аппарата для экспедиции Земля–Апофис–Земля // *Экологический вестник научных центров ЧЭС*. 2017. №4 . Вып. 2. С. 93–101.

8. Лан Аньци. Анализ космических траекторий для экспедиции Земля–Апофис–Земля и движения космического аппарата вокруг астероида Апофис. Инженерный журнал: наука и инновации, 2017. № 7(67). С. 1-19.
9. Ивашкин В.В., Лан А. Определение и анализ оптимальных космических траекторий для организации экспедиции Земля – Апофис – Земля с применением двигательных установок большой тяги // Космонавтика и ракетостроение. Вып. 5 (98). 2017. С. 63-71.
10. Ивашкин В.В., Лан А. Анализ оптимальности траекторий экспедиции Земля-астероид-Земля // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2017. № 113, 25 с. doi:10.20948/prepr-2017-113.
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint/asp?id=2017-113>

Подписано в печать _____ 2018. Формат 60х84/16. Усл. печ. л. ____.
Тираж 100 экз. Заказ _____.

ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. 125047, Москва, Миусская пл., 4.