

На правах рукописи



НГУЕН ДИЕН НГОК

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРАЕКТОРИЙ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ КА С
ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ С УЧЕТОМ
НЕСШАТНОГО ВРЕМЕННОГО ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ**

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва – 2015

Работа выполнена на кафедре "Космические системы и ракетостроение" Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Научный руководитель: Константинов Михаил Сергеевич, доктор технических наук, профессор кафедры "Космические системы и ракетостроение" Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Официальные оппоненты: Ивашкин Вячеслав Васильевич, доктор физико-математических наук, профессор, академик Российской Академии космонавтики имени К.Э. Циолковского, ведущий научный сотрудник института прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, (Россия, 125047, г. Москва, Миусская пл., д.4).

Синицын Алексей Андреевич, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша», (Россия, 125438, г. Москва, Онежская ул., д. 8).

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»), (Россия, 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, д.24).

Защита состоится «18» июня 2015 года в 13 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

Автореферат разослан «__» апреля 2015 г.

Отзывы, заверенные печатью, просьба высылать по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, МАИ, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.12,
кандидат технических наук, доцент



В.В. Дарнопых

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность представляемой работы определяется:

- целесообразностью повышения эффективности выполнения транспортных космических маневров с использованием электроракетных двигательных установок благодаря их высокому удельному импульсу;
- необходимостью разработки математических моделей, описывающих траектории межпланетных КА с электроракетной двигательной установкой при использовании схемы межпланетного маневра, при которой на первом этапе гелиоцентрического перелета используется гравитационный маневр у Земли; и методов оптимизации таких траекторий;
- необходимостью учета при проектировании межпланетной траектории КА с ЭРДУ возможности временного нештатного выключения двигателя в любой момент любого активного участка траектории.

Электроракетная двигательная установка широко применяется для обеспечения транспортных космических операций. В настоящее время при разработке новых космических программ происходит смещение акцента в сторону более широкого использования электроракетных двигателей в качестве маршевых двигателей, двигателей ориентации и коррекции траектории. Особенно актуальным является использование ЭРДУ становится для космических проектов, использующих длительные энергоемкие перелеты, для проектов со значительными характеристическими скоростями. Для энергонапряженных космических маневров массовая отдача КА становится очень малой и целесообразно перейти к использованию двигателей с более высокими значениями удельного импульса. Такими двигателями и являются электроракетные двигатели.

Одной из наиболее красивых идей механики космического полета, позволяющих существенно улучшить энерго-массовые характеристики КА, является идея использования гравитационных маневров у различных небесных тел Солнечной системы. В работе анализируются схемы межпланетного перелета, в которых на первом этапе используется гравитационный маневр у Земли. Рассматриваются такие схемы полета, для которых при старте с низкой околоземной орбиты химический разгонный блок обеспечивает небольшой гиперболический избыток скорости (до 1000 м/с). Затем с помощью солнечной электроракетной двигательной установки реализуется гелиоцентрическая траектория Земля – Земля с большой величиной гиперболического избытка скорости при подлете к Земле. Последующий гравитационный маневр у Земли обеспечивает широкий диапазон гелиоцентрической скорости отлета от Земли и большие транспортные возможности КА.

До настоящего времени при проектировании траектории КА с ЭРДУ не анализировалась возможность нештатного выключения двигателя. Траектория гелиоцентрического перелета КА с ЭРДУ может быть весьма напряженной. При этом нештатная работа ЭРДУ (например, необходимость её выключения на некоторое время) может привести к невозможности выполнения транспортной задачи. Это обстоятельство должно учитываться при проектировании траектории.

В настоящей работе при проектировании гелиоцентрической траектории КА с ЭРДУ учитывается возможность однократного выключения двигателя в любой

точке любого активного участка траектории. Критерием оптимизации при проектировании траектории рассматривается допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя в любой точке любого активного участка. Эта продолжительность максимизируется. А проектируемая траектория выбирается так, чтобы возмущение траектории от нештатного выключения двигателя удалось парировать, выбирая новый закон управления движением КА, при котором удастся решить транспортную задачу с удовлетворением ограничения по допустимому расходу топлива на перелёт.

Основными целями диссертационной работы являются:

- анализ баллистической возможности парирования возмущений траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ, связанных с временной невозможностью штатного использования ЭРДУ на участках гелиоцентрического перелета;
- формулировка задачи проектирования траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ с учетом возможности нештатного выключения двигателя в любой точке любого активного участка траектории;
- разработка методики нахождения оптимальной траектории, реализация которой возможна при наибольшей допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя.

Методология и методы исследования. Для исследования задачи межпланетного перелета с использованием гравитационного маневра у Земли, в рамках данной диссертационной работы были использованы следующие подходы и методы:

- Задача сквозной оптимизации траектории межпланетного перелета КА формулируется с использованием подхода, основанного на принципе максимума Л. С. Понтрягина;
- Принцип максимума позволяет свести задачу определения оптимальных программ управления вектором тяги ЭРДУ КА к конечномерной краевой задаче относительно небольшой размерности для системы обыкновенных дифференциальных уравнений;
- Интегрирование систем обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих движение КА, осуществлялось численно с использованием адаптивного метода Рунге-Кутты 8-го и 9-го порядка;
- Для решения краевой задачи системы обыкновенных дифференциальных уравнений использовался метод продолжения по параметру, основанный на Ньютоновской гомотопии;

Объектом исследования является межпланетная траектория КА с ЭРДУ при использовании гравитационного маневра у Земли.

Предметом исследования является математическая модель для расчета и оптимизации межпланетной траектории космического аппарата с электроракетной двигательной установкой при использовании гравитационного маневра у Земли.

Научная новизна полученных в работе результатов заключается в следующем:

- Сформулирована новая постановка задачи проектирования траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ, анализирующая возможность парирования

траекторных возмущений, связанных с временным нештатным выключением двигателя в любой точке любого активного участка гелиоцентрической траектории.

- Предложен подход к проектированию межпланетной траектории КА с ЭРДУ, учитывающий необходимость парирования возмущений, связанных с нештатным временным выключением двигателя. Он основан на введении дополнительных пассивных участков на траектории гелиоцентрического перелета с выбором их характеристик (определяющих их положение и продолжительность), а также с выбором величины гиперболического избытка скорости при старте от Земли и даты старта.

- Разработан новый метод оптимизации траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ с учетом необходимости парирования траекторных возмущений, связанных с временным нештатным выключением двигателя в любой точке любого активного участка гелиоцентрической траектории. При этом критерием оптимизации рассматривается допустимая длительность нештатного выключения двигателя в любой точке любого активного участка. Эта длительность максимизируется.

- Разработан метод проектирования межпланетной траектории КА с ЭРДУ, при реализации которой допускается достаточно большая продолжительность временного нештатного выключения двигателя.

Практическая значимость работы заключается в следующем:

1. На основе разработанных математических моделей и численных методов разработан комплекс программно-математического обеспечения для оптимизации межпланетных траекторий КА, оснащенных электроракетными двигательными установками, при использовании гравитационного маневра у Земли.

2. Идея необходимости проектирования траекторий с учетом необходимости парирования возмущений, связанных с возможным нештатным выключением двигателя (в частности, введением дополнительных пассивных участков) должна найти широкое использование в практике проектирования межпланетных перелетов КА с ЭРДУ.

3. Введение дополнительных пассивных участков проектируемой траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ является приемом, который может позволить обеспечить возможность парирования траекторных возмущений, связанных с нештатным выключением двигателя большой длительности.

4. Разработанный метод нахождения номинальной траектории с обеспечением большой допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя в любой точке любого активного участка может быть использован при анализе проектов транспортных маневров КА с ЭРДУ.

5. Имеют практическое значение полученные в работе качественные и количественные результаты анализа выведения КА на гелиоцентрическую орбиту для исследования Солнца с использованием гравитационного маневра у Земли и серии гравитационных маневров у Венеры. В работе рассмотрена транспортная система на базе ракеты-носителя «Союз 2.1б», химического разгонного блока «Фрегат» и ЭРДУ с двумя параллельно работающими двигателями типа RIT-22. Показано, что, использование предлагаемых приемов и методов проектирования траектории позволяет обеспечить возможность парирования возмущений, связанных

с нештатным временным выключением двигателя в любой точке траектории гелиоцентрического перелета длительность до 7.9 суток.

6. При анализе проекта полета к Юпитеру с гравитационным маневром у Земли для космической транспортной системы на базе ракеты-носителя «Союз 2.1б», химического разгонного блока «Фрегат» и ЭРДУ с тремя параллельно работающими двигателями типа Р1Т-22, проанализирована возможность парирования возмущения, связанного с временным нештатным выключением ЭРДУ. Показано, что оптимизация характеристик траектории перелета Земля – Земля дает возможность допустить нештатное выключение двигателя продолжительностью до 2.8 суток.

Достоверность полученных результатов подтверждается:

- использованием строгих математических методов при разработке моделей, описывающих анализируемые траектории КА и оптимальное управление его движением;
- использованием апробированных численных методов для решения систем дифференциальных уравнений;
- использованием при оптимизации траектории КА полного набора необходимых условий оптимальности принципа максимума;
- совпадением результатов анализа оптимальных гелиоцентрических траекторий с ЭРДУ, выполненных с помощью разработанных в диссертационной работе методов, с опубликованными результатами других авторов;
- сравнительным анализом результатов оптимизации траектории с учетом нештатного временного выключения двигателя с результатами оптимизации траектории без учета этого выключения.

Внедрение результатов работы. Результаты работы используются в учебном процессе кафедры "Космические системы и ракетостроение" Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Апробация работы. Методы и результаты оптимизации схемы межпланетного перелета с использованием гравитационного маневра у Земли для КА с ЭРДУ обсуждались на трех конференциях:

- На конференции «Инновации в авиации и космонавтике», Москва, апрель 2014;
- На XLIX научных чтениях памяти К.Э. Циолковского, Калуга, сентябрь 2014;
- На 13-ой международной конференции «Авиация и космонавтика», Москва, ноябрь 2014.

Результаты, приведенные в диссертации, получены лично автором. Основные результаты опубликованы в 7 работах [1-7], из которых 4 [1-4] – в изданиях из списка ВАК Минобрнауки.

На защиту выносятся:

1. Подход к проектированию межпланетной траектории КА с ЭРДУ, учитывающий необходимость парирования возмущений, связанных с нештатным временным выключением двигателя.

2. Метод оптимизации траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ с учетом необходимости парирования траекторных возмущений, связанных с временным нештатным выключением двигателя в любой точке любого активного участка гелиоцентрической траектории.

3. Комплекс программно-математического обеспечения для оптимизации межпланетных траекторий КА, оснащенных электроракетными двигательными установками, при использовании гравитационного маневра у Земли.

4. Качественные и количественные результаты проектно-баллистического анализа выведения КА на гелиоцентрическую орбиту для исследования Солнца с использованием гравитационного маневра у Земли и серии гравитационных маневров у Венеры для транспортной системы на базе ракеты-носителя «Союз 2.1б», химического разгонного блока «Фрегат» и ЭРДУ с двумя параллельно работающими двигателями типа РИТ-22 с учетом обеспечения большой допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ.

5. Качественные и количественные результаты проектно-баллистического анализа полета к Юпитеру с гравитационным маневром у Земли для транспортной системы на базе ракеты-носителя «Союз 2.1б», химического разгонного блока «Фрегат» и ЭРДУ с тремя параллельно работающими двигателями типа РИТ-22 с учетом обеспечения большой допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ.

Структура и объем работы. Работа состоит из введения, шести глав, заключения, приложения и списка использованных источников. Диссертация содержит 122 страницы, 51 рисунок, 15 таблиц. Список использованных источников содержит 66 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цели и задачи исследования, научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, сведения об апробации результатов работы и описана структура диссертации.

В первой главе рассматриваются математические модели, описывающие движение КА для рассматриваемых схем межпланетного перелета с гравитационным маневром у Земли. Анализ траектории полета КА ведется в рамках метода грависфер нулевой протяженности. При этом приходится анализировать следующую последовательность участков траектории КА:

- Геоцентрический участок при старте от Земли;
- Участок гелиоцентрического перелета Земля – Земля;
- Участок геоцентрического перелета при гравитационном маневре у Земли;
- Участок гелиоцентрического перелета КА после гравитационного маневра у Земли (например, полет в окрестность планеты назначения или в окрестность промежуточной планеты, у которой предполагается следующий гравитационный маневр).

Стартовый околоземной участок анализируется в рамках импульсной аппроксимации работы химического разгонного блока, обеспечивающего гиперболический избыток скорости отлета от Земли.

Участок гелиоцентрического перелета Земля – Земля реализуется с использованием ЭРДУ. Для анализа гелиоцентрических участков траектории управляемого движения межпланетных КА с ЭРДУ используются уравнения движения, записанные в гелиоцентрической эклиптической системе координат.

Используя безразмерные переменные (за единицу расстояние принимается одна астрономическая единица, за единицу скорости – местная круговая скорость на расстоянии одной астрономической единицы от Солнца), система уравнений движения может быть записана так:

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}; \quad \frac{d\mathbf{V}}{dt} = -\frac{\mathbf{r}}{r^3} + \frac{a_{ob} \cdot \delta}{1 - \frac{a_{ob}}{w_b} t_m} \cdot \mathbf{e}; \quad \frac{dt_m}{dt} = \delta,$$

где \mathbf{r} - радиус вектор КА (безразмерный) в ГЭСК; \mathbf{V} - вектор гелиоцентрической скорости КА (безразмерный); \mathbf{e} - орт вектора реактивной тяги; δ – функция включения-выключения двигателя ($\delta = 1$ при включенной ЭРДУ, и $\delta = 0$ при неработающей ЭРДУ); a_{ob} - безразмерная величина начального реактивного ускорения; w_b - безразмерный удельный импульс ЭРДУ; t_m - безразмерное моторное время. В качестве инерциальной декартовой системы координат используется система координат J2000.

Задача состоит в нахождении оптимальных программ $\delta(t)$ и $\mathbf{e}(t)$, обеспечивающих выполнение граничных условий для системы уравнений движения и доставляющих экстремальное значение выбранному критерию оптимизации (в зависимости от постановки максимизируется конечная масса КА или минимизируется требуемый запас топлива).

Использование принципа максимума, приводит к введению вектора сопряженных переменных, включающих вектор сопряженных переменных к радиусу вектору КА - $\lambda\mathbf{r}$, вектор сопряженных переменных к вектору скорости КА $\lambda\mathbf{v}$ и сопряженного переменного к моторному времени – λt_m .

Оптимальные законы управления $\delta(t)$ и $\mathbf{e}(t)$ находятся из условия максимума гамильтониана H ($H = (\lambda\mathbf{v}, \frac{d\mathbf{V}}{dt}) + (\lambda\mathbf{r}, \frac{d\mathbf{r}}{dt}) + \lambda t_m \cdot \frac{dt_m}{dt}$):

$$\mathbf{e}^{opt} = \frac{\lambda\mathbf{v}}{\lambda v}, \quad \delta^{opt} = \begin{cases} 1, & \text{если } \Pi > 0; \\ 0, & \text{если } \Pi \leq 0. \end{cases}$$

где $\lambda v = |\lambda\mathbf{v}|$, $\Pi = \frac{a_{ob}}{1 - \frac{a_{ob}}{w_b} t_m} \cdot \lambda v + \lambda t_m$ - функция переключения двигателя.

Производные по времени для сопряженных переменных получаем дифференцированием гамильтониана по фазовым переменным. После этого полная система уравнений, включающая уравнения для фазовых и сопряженных переменных, может быть представлена в следующем виде:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}; & \frac{d\mathbf{V}}{dt} = -\frac{\mathbf{r}}{r^3} + \frac{a_{ob} \cdot \delta}{1 - \frac{a_{ob}}{w_b} t_m} \cdot \frac{\lambda\mathbf{v}}{\lambda v}; & \frac{dt_m}{dt} = \delta; \\ \frac{d\lambda\mathbf{v}}{dt} = -\lambda\mathbf{r}; & \frac{d\lambda\mathbf{r}}{dt} = \frac{\lambda\mathbf{v}}{r^3} - \frac{3 \cdot \mathbf{r} \cdot \lambda V_{XYZ}}{r^5}; & \frac{d\lambda t_m}{dt} = -\frac{a_{ob}^2}{\left(1 - \frac{a_{ob}}{w_b} t_m\right)^2} \cdot \frac{\lambda v}{w_b} \cdot \delta, \end{cases}$$

где $\lambda V_{XYZ} = \lambda V_x \cdot x + \lambda V_y \cdot y + \lambda V_z \cdot z$.

Последняя система используется в данной работе при оптимизации гелиоцентрических участков траекторий КА с ЭРДУ.

Участок гравитационного маневра у Земли анализируется в предположении, что на нем не работает маршевый двигатель КА. В этих условиях выбираемыми параметрами гравитационного маневра рассматриваются два параметра. Первый из них определяет угол поворота асимптоты гиперболы при гравитационном маневре (он связан с высотой перигея пролетной гиперболы). Этот угол β находится в пределах от нулевого значения до максимального значения β_{\max} , зависящего от величины гиперболического избытка скорости V_{∞} и минимально допустимого радиуса перигея пролетной гиперболы r_{pmin} : $\beta_{\max} = 2 \arcsin\left(1 + \frac{r_{\text{pmin}} V_{\infty}^2}{\mu_E}\right)^{-1}$, где μ_E -

гравитационный параметр Земли.

Второй параметр определяет плоскость гиперболы при гравитационном маневре (этой плоскости принадлежит вектор подлетного гиперболического избытка скорости). Оба параметра гравитационного маневра оптимизируются.

Участок гелиоцентрического перелета после гравитационного маневра у Земли анализируется в предположении, что на нем не работает маршевый двигатель КА. При этом траектория гелиоцентрическая траектория КА определяется решением задачи Ламберта. Входными характеристиками для этой задачи являются дата гравитационного маневра у Земли и время рассматриваемого гелиоцентрического перелета. При этом характеристики движения планет (для всех этапов исследования) определяются с использованием эфемерид DE405.

Во второй главе для используемых математических моделей движения формулируются задача оптимизации.

Выбираемыми характеристиками при проектировании рассматриваемого межпланетного перелета с маршрутом Земля - Земля - планета назначения рассматриваются следующие характеристики:

- дата старта от Земли;
- дата проведения гравитационного маневра у Земли;
- дата подлёта КА к планете назначения;
- вектор гиперболического избытка скорости при старте от Земли;
- вектора, сопряженные к радиусу вектору и вектору скорости КА, в начале гелиоцентрического участка траектории Земля – Земля;
- параметры гравитационного маневра у Земли.

Из рассматриваемой оптимизационной проблемы выделяется задача гелиоцентрического перелета к планете назначения после гравитационного маневра у Земли. Этот перелет рассматривается пассивным (без включения маршевого двигателя). Он анализируется с использованием задачи Ламберта. Поэтому дата гравитационного маневра и время перелета на этом гелиоцентрическом участке определяются из требований по характеристикам подлетной скорости к планете назначения (например, ограничивается снизу или сверху величина гиперболического избытка скорости, она может, например, минимизироваться) и требований по вектору гиперболического избытка скорости при отлете от Земли после гравитационного маневра у неё. В некоторых случаях выбранные решения

рассматриваются как однопараметрическое семейство решений на замкнутом диапазоне этого параметра, в других случаях выбирается одно рациональное решение, обеспечивающее хорошие условия подлета к планете назначения и небольшую величину гиперболического избытка скорости при гравитационном маневре у Земли. Будем описывать именно такой случай. При этом будем считать найденными: дату гравитационного маневра у Земли и вектор гиперболического избытка скорости при отлете от Земли после гравитационного маневра у неё.

Тогда оптимизация анализируемой траектории может быть сведена к оптимизации движения КА на трех последовательных участках: геоцентрический участок при старте от Земли, гелиоцентрический перелет Земля - Земля, участок гравитационного маневра у Земли. Проводится сквозная оптимизация этих трех участков. Оптимизируемыми характеристиками являются: дата старта; вектор гиперболического избытка скорости при старте от Земли; закон включения - выключения ЭРДУ на гелиоцентрическом перелете Земля; программы по углам тангажа и рыскания на этом перелете; параметры гравитационного маневра у Земли.

Используя необходимые условия оптимальности принципа максимума, формулируется двух точечная краевая задача для дифференциальной системы, описывающей движение на гелиоцентрическом перелете Земля - Земля. Неизвестными параметрами этой задачи являются: дата старта T_o (или время перелета Земля - Земля); величина гиперболического избытка скорости при старте от Земли V_{∞} ; вектора $\lambda r(T_o)$ и $\lambda V(T_o)$, сопряженные к радиусу вектору и вектору скорости КА в начале гелиоцентрического участка траектории Земля - Земля (8 скалярных величин).

Краевые условия анализируются в следующем виде:

1. Условие оптимальности даты старта включает скалярное произведение вектора сопряженного к радиусу вектору КА $\lambda r(T_o)$ и орта вектора сопряженного к вектору скорости $\lambda V(T_o)$, а также функцию переключения двигателя $\Pi(T_o)$ (все характеристики в начальной точке траектории T_o). Это условие имеет следующий вид:

$$\frac{(\lambda r(T_o), \lambda V(T_o))}{\lambda V(T_o)} + \Pi_1(T_o) = 0, \quad \text{где } \Pi_1(T_o) = \begin{cases} \Pi(T_o), & \text{если } \Pi(T_o) > 0; \\ 0, & \text{если } \Pi(T_o) \leq 0. \end{cases}$$

2. Условие оптимальности величины гиперболического избытка скорости при старте от Земли включает величину производной массы КА M_o после отделения ХРБ по величине гиперболического избытка при старте от Земли V_{∞} :

$$a_{ob} \cdot \lambda V(T_o) - \lambda t_m(T_o) \cdot w_b \cdot \frac{dM_o}{dV_{\infty}} = 0.$$

3. В конечной точке гелиоцентрического перелета радиус вектор КА должен быть равен радиусу вектору Земли в момент гравитационного маневра у неё (три скалярных условия).

4. Величина гиперболического избытка скорости при подлете к Земле должна быть равна известной величине гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра у Земли.

5. Угол между вектором гиперболического избытка скорости при подлете к Земле для гравитационного маневра и вектором гиперболического избытка скорости

при отлете от неё должен быть или равен максимально допустимому углу поворота асимптоты гиперболы (случай **A**), или меньше этого угла (случай **B**);

6. В случае **A**, когда угол поворота асимптоты гиперболы равен максимально допустимому значению, должно выполняться следующее скалярное условие трансверсальности: смешенное произведение трех векторов (вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Земле, вектора гиперболического избытка скорости при отлете от неё и вектора λV в конечной точке траектории Земля - Земля) должно быть равно нулю. Если же угол поворота асимптоты гиперболы меньше максимально допустимого значения (случай **B**), должно выполняться условие коллинеарности вектора гиперболического вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Земле и вектора λV в конечной точке траектории Земля - Земля. В обоих возможных случаях условия пунктов 5 и 6 определяют два условия типа равенства на характеристики в конечной точке траектории. Всего в конечной точке нужно удовлетворить 6 условий типа равенства;

Перечисленных краевых условий 8. Так как первые два условия связывают переменные в начальной точке траектории, то можно рассматривать сформулированную задачу оптимизации траектории Земля - Земля как двухточечную краевую задачу 6-ого порядка.

В третьей главе приводятся информация об используемых в работе математических методах анализа и решения краевой задачи.

Для решения краевой задачи применяется метод продолжения по параметру. Его сущность заключается в формальной редукции рассматриваемой краевой задачи к задаче Коши. Краевую задачу можно представить в виде уравнения для невязок в краевых условиях $\varphi(\mathbf{x})=0$, где \mathbf{x} – вектор неизвестных параметров краевой задачи. При некотором начальном приближении для неизвестных параметров краевой задачи \mathbf{x}_0 величина вектора невязок есть $\varphi(\mathbf{x}_0)=\mathbf{c}$. Рассмотрим «погружение» рассматриваемой задачи в однопараметрическое семейство

$$\varphi(\mathbf{x}) = (1 - \tau)\mathbf{c}, \quad (1)$$

где τ - параметр продолжения, и представим вектор \mathbf{z} в виде функции от этого параметра: $\mathbf{x} = \mathbf{x}(\tau)$, причем $\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0$. Потребуем выполнения равенства (1) для любого τ на интервале $0 \leq \tau \leq 1$. Уравнение (1) фактически представляет ньютоновскую гомотопию между системой уравнений $\varphi(\mathbf{x}) - \mathbf{b} = 0$ с известным решением $\mathbf{x} = \mathbf{x}_0$ и исходной системой уравнений $\varphi(\mathbf{x}) = 0$.

Дифференцируя уравнение (1) по параметру продолжения τ и разрешая полученное выражение относительно производной $d\mathbf{x}/d\tau$, получим формальную редукцию исходной краевой задачи к задаче Коши:

$$\frac{d\mathbf{x}}{d\tau} = -\left(\frac{\partial\varphi}{\partial\mathbf{x}}\right)^{-1} \mathbf{c}, \quad (2)$$

$$\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \quad 0 \leq \tau \leq 1.$$

Очевидно, что интегрируя уравнения (2) по τ от 0 до 1, можно определить искомый вектор неизвестных параметров краевой задачи $\varphi(\mathbf{x}) = 0$ в виде $\mathbf{x}=\mathbf{x}(1)$.

В четвертой главе описываются:

- постановка задачи проектирования траектории КА с ЭРДУ с учетом возможности парирования возмущений, связанных с временным нештатным выключением ЭРДУ;
- предлагаемые пути, обеспечивающие возможность парирования этих возмущений,
- разработанные методы выбора номинальной траектории, при реализации которой можно парировать возмущения траектории, возникающие от максимально длительного нештатного выключения двигателя.

Временная невозможность штатного использования ЭРДУ трактуется как ситуация, при которой в любой момент на активных участках программной траектории при перелете Земля – Земля может появиться необходимость выключения двигателя на некоторое ограниченное время. Понятно, что нештатное выключение двигателя может привести к невозможности реализации траектории перелета и подлета к Земле (для гравитационного маневра у неё) с необходимым вектором скорости. В работе рассмотрены баллистические возможности парирования этих нештатных ситуаций, то есть такое переформирование последующей программы полета КА, чтобы подлет к Земле осуществлялся с условиями, при которых за счет гравитационного маневра у Земли можно было обеспечить программное движение к планете назначения. При этом анализируются возможные новые траектории, обеспечивающие решение транспортной задачи. Рассматривается возможность однократного появления нештатной ситуации в любой точке любого активного участка траектории межпланетного перелета. В итоге находится максимально допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя. Если эта продолжительность не достаточно велика, то считается необходимым модернизировать номинальную траекторию КА. Предлагается несколько путей такой модернизации. Среди них:

- введение пассивного участка в конце траектории гелиоцентрического перелета и выбор его продолжительности (dt_{last}) и
- введение одного или нескольких (N) дополнительных пассивных участков с выбором расположения этих участков на траектории гелиоцентрического перелета ($t_i, i=1, \dots, N$) и их продолжительностью (Δt_i).

4а Расчет требуемого для перелета топлива для произвольного момента t нештатного выключения ЭРДУ и произвольной длительности этого выключения dt

Рассматривается следующая постановка задачи: «Для заданной номинальной траектории, для заданных значений t и dt найти оптимальную (по затратам топлива) траекторию перелета к Земле, на которой гравитационный маневр у Земли может обеспечить выход на известную траекторию гелиоцентрического перелета к планете назначения».

Входные характеристики: - номинальная траектория КА; - момент нештатного выключения двигателя t ; - длительность нештатного выключения двигателя dt ; - дата гравитационного маневра у Земли T_i ; - вектор гиперболического избытка скорости относительно Земли после гравитационного маневра у Земли V_{∞}^+ .

Требуется найти на временном интервале $[t+dt, T_i]$: - программу включения-выключения ЭРДУ; - программу углов тангажа и рыскания на активных участках

этого временного интервала. Критерий оптимизации – требуемая на перелет масса ксенона. На траекторию перелета после нештатного выключения двигателя никаких дополнительных требований не вводится.

По задаваемому моменту нештатного выключения двигателя t определяются условия движения (положение и скорость) КА на номинальной траектории в этот момент времени. Интегрируя уравнения пассивного движения КА на интервале $[t, t+dt]$, определяются условия движения КА в начальной точке для оптимизируемой траектории дальнейшего перелета к Земле.

Поиск оптимальной траектории перелета проводится с помощью принципа максимума. Используется полный набор необходимых условий оптимальности, включающий условия трансверсальности при подлете к Земле для гравитационного маневра у Земли. Итог решения задачи – минимальная масса требуемого топлива.

4б Алгоритм определения допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ на произвольной траектории

- Каждый из активных участков рассматриваемой траектории (их число обозначим n) равномерно по времени разбивается на 20 сегментов.
- Дата прохождения КА каждой начальной точки полученных сегментов t_i^k ($k=1 \dots n, i=1 \dots 20$) рассматривается, как возможная дата нештатного выключения ЭРДУ.
- Для каждой такой даты рассматривается 10 значений возможных продолжительностей нештатного выключения двигателя ($dt_j, j=1 \dots 10$), например, от 1 до 10 суток.
- Для каждой пары значений t_i^k, dt_j находится оптимальная по критерию минимальной массы топлива траектория и само значение этой минимальной массы $m_{Xenon_j}^{i,k}$ (расчет описан выше в предыдущем разделе 4а).
- В результате создается массив данных (t_i^k, dt_j) с соответствующей требуемой массой топлива $m_{Xenon_j}^{i,k}$. Интерполяция данных массива дает возможность получить зависимость предельно допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя $dt^{i,k}(t_i^k)$ от момента нештатного выключения двигателя t_i^k , при котором требуемая масса топлива равна допустимому бортовому запасу топлива $m_{Xenon}(dt^{i,k}, t_i^k) = m_{Xenon}^*$.
- Для каждого активного участка (каждого k) интерполяция значений $dt^{i,k}$ и t_i^k дает возможность исследовать предельно допустимую продолжительность нештатного выключения двигателя как функцию даты возникновения нештатной ситуации на участке $dt^k(t^k)$. Минимизация этой функции дает возможность найти такой момент нештатного выключения двигателя на этом участке t^{k*} , при котором допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя минимальна:

$$\delta t_{нештат.}^k = \text{Min}(dt^k(t^{k*})).$$

- Находится самый сложный (с точки зрения величины допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя) активный участок и предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя для всей рассматриваемой траектории:

$$\text{Min} \delta t_{нештат.} = \min_k (\delta t_{нештат.}^k).$$

4в Оптимизация траектории по критерию максимума допустимого времени нештатного выключения двигателя (оптимизация характеристик вводимых пассивных участков)

Выбираемые характеристики траектории:

- 1) длительность последнего пассивного участка δt_{last} ;
- 2) дата начала вводимых пассивных участков Ta_m и их продолжительность δt_m ($m=1 \dots m_{max}$), где m_{max} - число вводимых пассивных участков.

Разработанный метод исследования требований по допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя может быть сведен к следующему алгоритму:

- 1. По критерию минимального требуемого запаса топлива находится оптимальная траектория КА для фиксированных значений выбираемых характеристик.
- 2. Для полученной траектории по приведенному выше алгоритму определяется предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя на этой траектории.
- 3. Предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя рассматривается как функция $(2*m_{max}+1)$ выбираемых характеристик траектории.
- 4. Решается задача безусловной максимизации этой функции по её аргументам.

Из-за большой трудоемкости пункта 1 решение задачи в сформулированном виде оказывается затруднительным. Удастся использовать ряд свойств максимизируемой функции, позволившие упростить процесс нахождения решения.

4г Используемые приемы в алгоритме оптимизации характеристик вводимых пассивных участков

1. Так как на оптимальной по массовому критерию траектории, как правило, есть один (реже два) активных участка, очень чувствительных к возмущениям, связанным с нештатным выключением двигателя, то именно на этих участках и целесообразно вводить дополнительные пассивные участки.

2. Введение дополнительных пассивных участков $[Ta_m, \delta t_m]$ ($m=1 \dots m_{max}$) часто приводит к увеличению числа активных участков. Характеристики дополнительных пассивных участков (их положение и длительность) должны выбираться так, чтобы увеличить допустимую продолжительность нештатного выключения ЭРДУ. Решение при этом оказывается таким, что допустимая продолжительность нештатного выключения на соседних активных участках с номерами $k1, k1+1 \dots k1+m_{max}$ оказывается равной:

$$\delta t_{\text{нштат}}^{k1} = \delta t_{\text{нштат}}^{k1+1} = \dots = \delta t_{\text{нштат}}^{k1+m_{max}}. \quad (3)$$

3. Начало вводимого пассивного участка сдвигается влево, если критичным оказывается предыдущий активный участок. И наоборот, вправо, если критичным является последующий участок.

4. Длительность вводимого пассивного участка увеличивается, если критичным оказывается последующий активный участок. Она уменьшается, если критичным является предыдущий участок.

5. Из $2m_{\max}$ параметров вводимых пассивных участков (Ta_m , δt_m) половина (например, начальные даты вводимых пассивных участков Ta_m) рассматриваются как независимые оптимизируемые параметры, а остальные m_{\max} параметров находятся из условия удовлетворения равенств (3).

4д Анализ возможности парирования возмущений от нештатного выключения ЭРДУ на номинальной траектории с разной длительностью последнего пассивного участка

Предположим, что нештатное выключение двигателя происходит на последнем активном участке полученной номинальной траектории. Численный анализ показывает, что, чаще всего и труднее всего, парировать возмущение от нештатного выключения двигателя, происходящее на последнем активном участке. В этом случае очень ограничены возможности парирования этого возмущения. Дело в том, что дата подлета к Земле зафиксирована, а программа дальнейшего полета по номинальной полностью активной траектории выбрана так, чтобы с минимальными затратами топлива достичь окрестности Земли для обеспечения требуемых условий гравитационного маневра. В нашем предположении о невозможности какого-либо увеличения тяги двигателя (форсирования двигателя) становится понятным трудность или невозможность парирования возникшего возмущения. Отсюда следует вывод: следует выбирать траекторию перелета так, чтобы в конце рассматриваемого перелета Земля – Земля обязательно существовал пассивный участок. Длительность этого участка есть важный параметр при выборе новой номинальной траектории перелета.

Рассмотрим возможность парировать возможное выключение ЭРДУ за счет выбора достаточно длительного пассивного участка в конце гелиоцентрического перелета Земля - Земля. Для каждого варианта длительности пассивного участка находится новая номинальная траектория. Проводится анализ каждой из этих новых номинальных траекторий.

Использовался алгоритм определения допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ, описанный выше в разделе 4б. При этом, если для какой-то пары значений t_i , dt_j минимальные затраты топлива оказываются большими предельно допустимых затрат (они предполагаются известными), то считается, что обеспечить нужные условия подлета КА к Земле (для гравитационного маневра у неё) невозможно. А значит, предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя в момент t_i меньше dt_j .

В соответствие с алгоритмом раздела 4б находится самый сложный (с точки зрения величины допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя) активный участок и предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя для всей рассматриваемой траектории. Это значение рассматривается как функция продолжительности последнего пассивного участка. Анализ функции даёт возможность выбрать эту продолжительность.

4е Анализ требований при парировании возможного нештатного выключения ЭРДУ на номинальной траектории с дополнительным пассивным участком

Введем дополнительный пассивный участок на самом сложном для реализации активном участке. Разработанный метод исследования требований по

допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя сводится к следующему алгоритму:

✓ Фиксируются два новых параметра траектории гелиоцентрического перелета: дата начала дополнительного пассивного участка Ta и его продолжительность δt .

✓ Находится (в соответствии с ранее рассмотренным алгоритмом раздела 4а) оптимальная номинальная траектория для схемы полета с зафиксированными значениями Ta и δt . Критерий оптимальности – минимальная масса требуемого для перелета топлива ЭРДУ. Используется полный набор необходимых условий оптимальности принципа максимума.

✓ Используя алгоритм, описанный в разделе 4б, определяется предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя для всей рассматриваемой траектории. Эта величина рассматривается как функция параметров вводимого пассивного участка Ta и δt .

✓ Используя алгоритм, описанный в разделе 4в, выбираются оптимальные параметры вводимого пассивного участка.

В пятой главе приводятся результаты проектирования траектории перелета к Венере. Анализируется проект, в котором обеспечивается последовательность гравитационных маневров у Венеры, переводящих КА на систему гелиоцентрических орбит с относительно низким перигелием и большим наклоном к плоскости эклиптики. Аналогичная последовательность рабочих орбит анализируется в настоящее время в проекте "Интергелио-Зонд".

Схема анализируемого перелета включает:

- выведение КА на опорную орбиту с помощью РН «Союз-2.1Б»;
- выведение КА на гиперболическую отлетную от Земли траекторию с помощью межорбитального космического буксира «Фрегат» с его последующим отделением;

- участок перелета по гелиоцентрической траектории Земля – Земля с использованием маршевой ЭРДУ на базе двух одновременно работающих двигателей типа RIT-22;

- гравитационный маневр у Земли;

- пассивный участок гелиоцентрического перелета Земля – Венера. Подлет к Венере с большим гиперболическим избытком скорости (17.5 км/с).

Заранее анализировался гелиоцентрический перелет Земля (после гравитационного маневра у неё) – Венера. Дата гравитационного маневра у Земли 09 апреля 2020 года и время перелета на участке 50.788 суток были выбраны так, чтобы величина гиперболического избытка скорости у Венеры была равна 17.5 км/с, а величина гиперболического избытка скорости у Земли и наклонение орбиты Земля – Венера были небольшими.

Для анализируемой транспортной системы номинальная траектория находится по критерию максимальной конечной массы КА. Основные характеристики оптимальной траектории представлены в таблице 2. Требуемая масса ксенона оказалась равна 238.7 кг. При анализе возможности парирования возмущений, связанных с нештатным выключением двигателя, масса располагаемого ксенона предполагалась равной 250 кг.

Таблица 2 – Основные характеристики номинальной траектории КА

дата старта		23.08.2018
величина вектора ГИС при старте от Земли	м/с	488.494
масса КА после отделения маршевой двигательной установки Фрегата	кг	2115.0
вектор ГИС при отлете от Земли	м/с	[210.818; 440.660; -1.294]
время гелиоцентрического перелета Земля – Земля	сутки	594.80
дата подлета КА к Земле		09.04.2020
требуемая масса ксенона	кг	238.66
масса КА при его подлете к Земле	кг	1876.38
величина ГИС при подлете к Земле	м/с	8946.173
вектор ГИС при подлете к Земле	м/с	[7141.361; 5388.341; 7.083]
вектор ГИС при отлете от Земли после гравитационного маневра	м/с	[443.839; 8928.697; 339.676]
угол поворота асимптоты гиперболы при гравитационном маневре у Земли	град.	50.151
высота перигея гиперболы пролета Земли	км	400.017
Время перелета Земля - Венера	сутки	50.79
ГИС при подлете к Венере	км/с	17.5

На траектории есть три активных и четыре пассивных участка, причем перелет Земля-Земля начинается и заканчивается пассивными участками. Продолжительность последнего пассивного участка 10.455 суток.

Анализ требований при парировании возможного нештатного выключения ЭРДУ при использовании номинальной траектории с длительностью последнего пассивного участка 10.455 суток

Рассматриваемая номинальная траектория имеет три продолжительных активных участка. Для первого и второго активных участков предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя оказались достаточно большими (больше десяти суток). К сожалению, нештатное выключение двигателя на последнем активном участке приводит к такому возмущению траектории, что парировать это возмущение оказывается трудной задачей. Проведенный анализ показал, что предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя на временном интервале 450–490 суток (начало третьего активного участка) примерно равна 0.37 суток. Такое небольшое время нештатного выключения двигателя вряд ли можно рассматривать допустимым. В соответствии с предлагаемым подходом был проведен анализ новых номинальных траекторий, отличающихся от рассмотренной номинальной траектории дополнительными пассивными участками и более длительным последним пассивным участком.

Характеристики траектории, при реализации которой допустимое временное нештатное выключение ЭРДУ равно 7.9 суток

Анализ показал, что введение двух дополнительных участков (на интервале 460-460.5 суток полета и на интервале 510-515 суток полета) с одновременным увеличением длительности последнего пассивного участка до 55 суток позволяет получить новую номинальную траекторию, на которой допускается нештатное выключение двигателя длительностью до 7.9 суток в любой точке траектории перелета.

Этот вариант траектории назовём новой номинальной траекторией. Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля – Земля массы топлива для двух последних активных участков новой номинальной траектории приведены на рисунке 3 и 4.

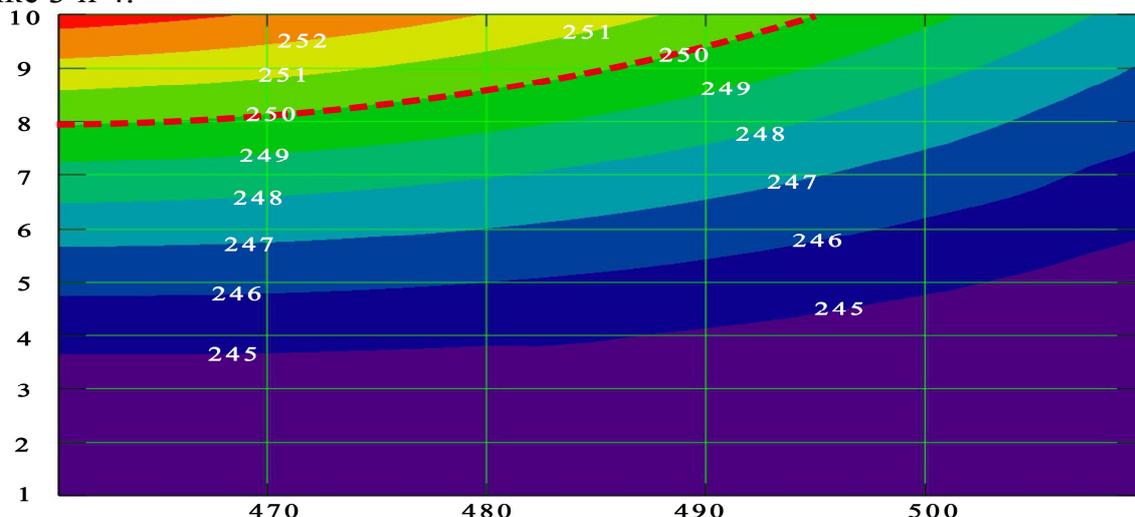


Рисунок 3 - Изолинии требуемой массы топлива (кг) на плоскости: дата нештатного выключения двигателя (сутки, отсчитывается от даты старта) – продолжительность нештатного выключения двигателя (сутки). Два дополнительных пассивных участка.

Четвертый активный участок.

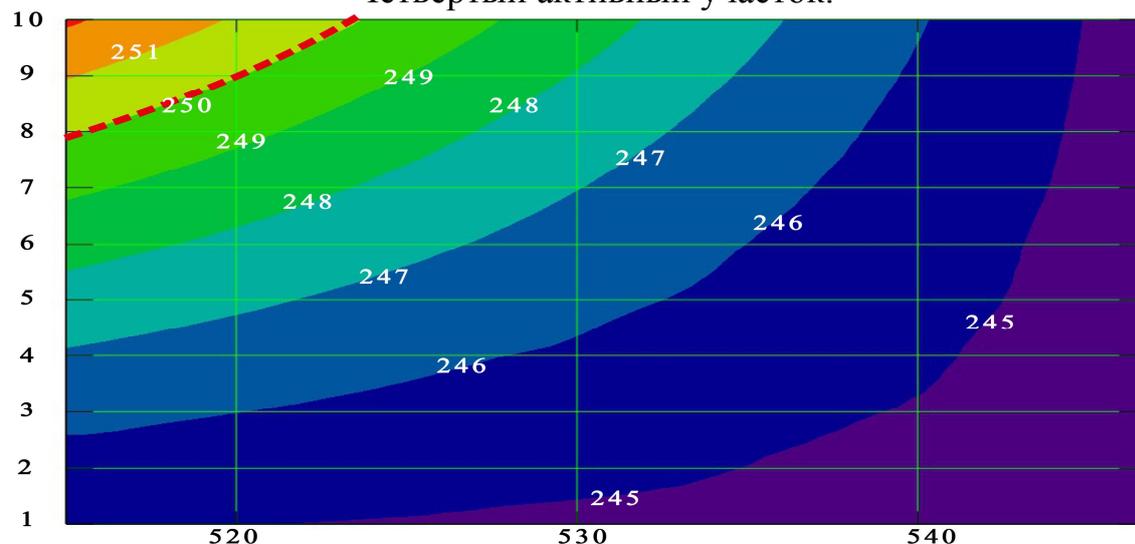


Рисунок 4 - Изолинии требуемой массы топлива (кг) на плоскости: дата нештатного выключения двигателя (сутки, отсчитывается от даты старта) – продолжительность нештатного выключения двигателя (сутки). Два дополнительных пассивных участка.

Пятый активный участок

Изолинии, соответствующие 250 кг ксенона, располагаются в самых верхних областях, соответствующих большим продолжительностям нештатного выключения двигателя.

Проекция на плоскость эклиптики новой номинальной траектории представлена на рисунке 5.

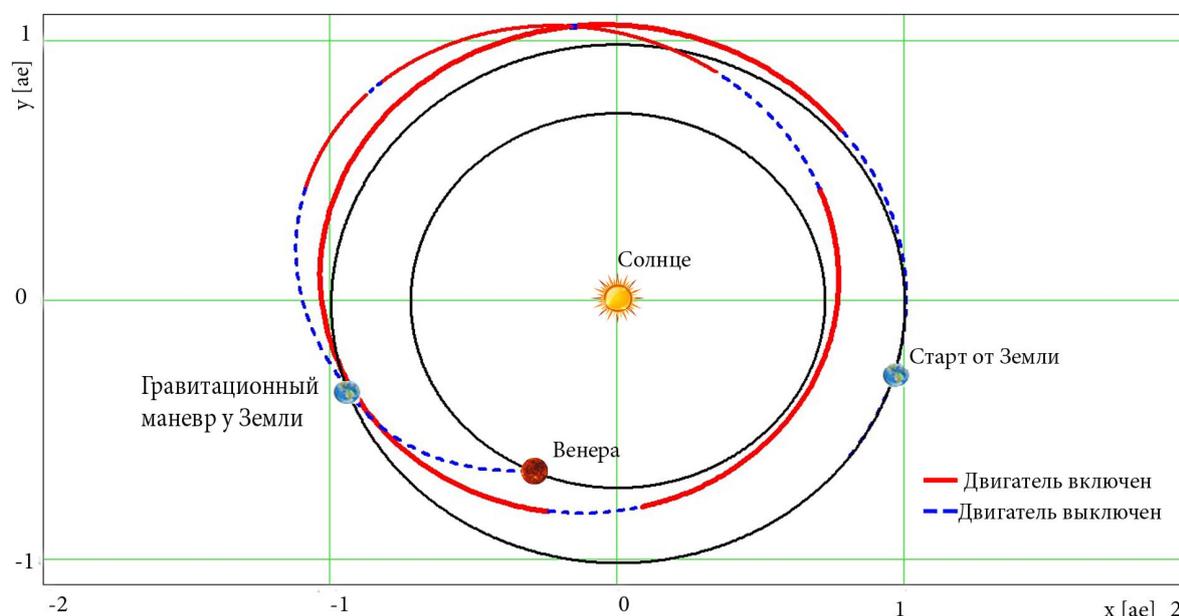


Рисунок 5 - Проекция на плоскость эклиптики новой номинальной траектории

Требуемая масса ксенона для перелета по новой номинальной траектории равна 244.5 кг. Масса КА в момент подлета к Земле для гравитационного маневра у неё 1860.5 кг. Высота перигея при пролете Земли 401.857 км. На траектории перелета Земля – Земля есть пять активных и шесть пассивных участков. Полное время работы маршевой ЭРДУ на перелете Земля – Земля равно 416.33 суток. Оптимальная величина гиперболического избытка скорости при старте 690.331 м/с. Оптимальное время перелета 601.71 суток. Время перелета Земля-Венера 50.788 суток. Гиперболический избыток скорости при подлете к Венере 17.5 км/с.

В шестой главе приводятся результаты проектирования траектории перелета к Юпитеру с солнечной электроракетной двигательной установкой с анализом возможности нештатного выключения ЭРДУ.

Схема анализируемого перелета включает:

- выведение КА на опорную орбиту с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-2.1Б»;
- выведение КА на гиперболическую отлетную от Земли траекторию с помощью химического разгонного блока «Фрегат» с его последующим отделением;
- участок гелиоцентрического перелета Земля - Земля с использованием маршевой ЭРДУ на базе трех двигателей типа RIT-22;
- гравитационный маневр у Земли;
- пассивный участок гелиоцентрического перелета Земля – Юпитер, обеспечивающий подлет к Юпитеру с небольшим значением гиперболического избытка скорости.

Заранее анализировался гелиоцентрический перелет Земля (после гравитационного маневра у него) – Юпитер. Дата гравитационного маневра у Земли

(01 апреля 2020 года) и время перелета на этом участке (835 суток) были выбраны так, чтобы величина гиперболического избытка скорости у Юпитера была небольшой (6.241 км/с). При этом был получен вектор гиперболического избытка скорости при отлете от Земли (после гравитационного маневра у неё). Его величина 9.289 км/с.

При оптимизации траектории на участках полета до последнего гелиоцентрического перелета Земля - Юпитер без учета возможного нештатного выключения ЭРДУ на активных участках гелиоцентрического перелета была получена номинальная траектория, характеристики которой помещены в таблицу 1.

Таблица 1- Основные характеристики номинальной траектории КА

Дата старта		18.05.2018
Величина вектора ГИС при старте от Земли	м/с	445.11
Масса КА после отделения маршевой двигательной установки «Фрегата»	кг	2116.75
Время гелиоцентрического перелета Земля – Земля	сутки	683.87
Дата подлета КА к Земле		01.04.2020
Требуемая масса ксенона	кг	435.73
Масса КА при его подлете к Земле	кг	1681.03
Величина ГИС при подлете к Земле	м/с	9288.9
Угол поворота асимптоты гиперболы при гравитационном маневре у Земли	град.	47.85
Угловая дальность участка перелета Земля - Юпитер	град.	164.75
Время перелета на участке Земля - Юпитер	сутки	835
ГИС при подлете к Юпитеру	м/с	6241

Проекция траектории гелиоцентрического перелета Земля – Земля – Юпитер на плоскость эклиптики представлена на рисунке 1.

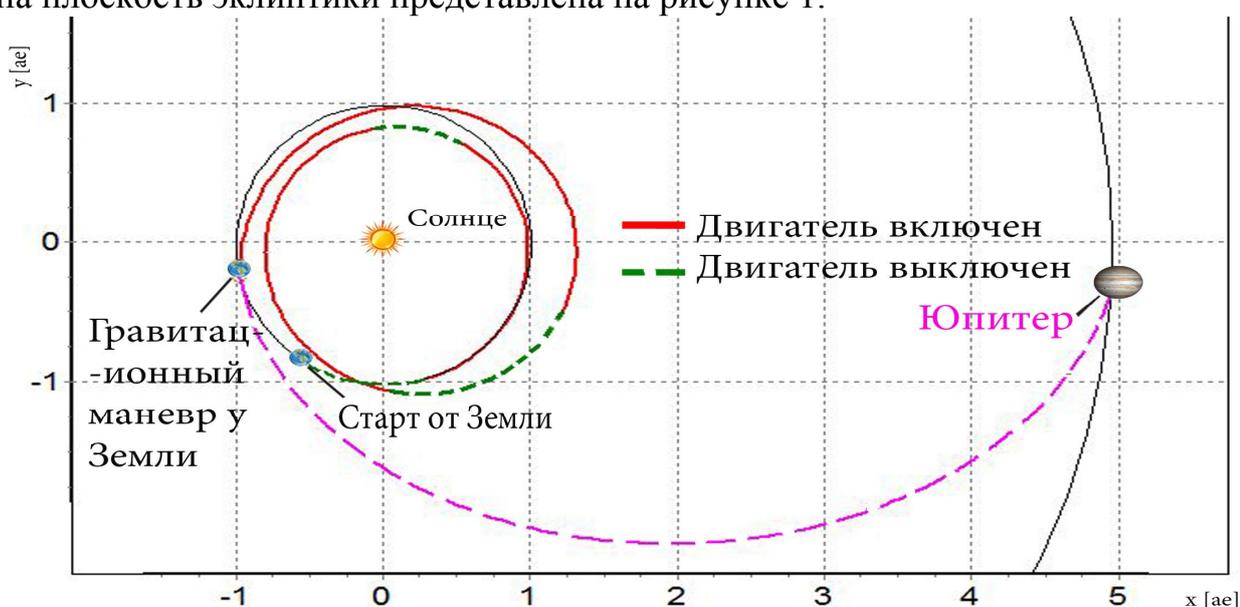


Рисунок 1 – Проекция на плоскость эклиптики траектории гелиоцентрического перелета Земля – Земля – Юпитер

На рисунке 1 активные участки траектории полета выделены красным цветом. Видно, что на траектории перелета Земля – Земля есть три пассивных и три

активных участка. Важной особенностью траектории является то, что последним участком является активный участок весьма большой продолжительности. Как показано в предыдущей главе, чтобы парировать возмущения от возможного нештатного выключения двигателя на последнем активном участке в конце траектории необходимо ввести пассивный участок. Длительность этого участка есть важный выбираемый параметр при нахождении модернизированной (новой) номинальной траектории перелета.

Анализ требований при парировании возможного нештатного выключения ЭРДУ на номинальной траектории с дополнительным пассивным участком в конце траектории перелета

Рассмотрим возможность парировать возможное выключение ЭРДУ за счет выбора достаточно длительного пассивного участка (10, 15, 20, 25 суток) в конце гелиоцентрического перелета Земля - Земля. Для каждого варианта длительности пассивного участка находится новая номинальная траектория. Проводится анализ каждой из 4-ёх новых номинальных траекторий. Будем считать, что предельно допустимая масса истраченного на перелет топлива ЭРДУ равна 490 кг.

Структура управления на всех рассмотренных новых номинальных траекториях оказалась одинаковой: четыре пассивных участка разделенных тремя активными участками. Каждый из трех активных участков равномерно по времени разбивается на 20 сегментов. Дата прохождения КА каждой начальной точки полученных сегментов (t_i , $i=1...60$) рассматривается как возможная дата нештатного выключения двигателя. Для каждой такой даты рассматривается 10 значений возможных продолжительностей нештатного выключения двигателя (dt_j , $j=1...10$) от 0.5 суток до 5 суток с шагом 0.5 суток. Для каждой пары значений t_i , dt_j решается «оптимизационная возмущенная задача».

Длительность последнего пассивного участка (t_{pas}) варьировалась в диапазоне 0 до 25 суток. Анализ показал, что при увеличении этой длительности монотонно увеличивается предельно допустимая продолжительность выключения двигателя (до 4 суток при $t_{pas} = 25$ суток). При этом монотонно растет требуемая масса ксенона (507 кг при $t_{pas} = 25$ суток). Для обеспечения требований по максимальному запасу топлива (490 кг) и достаточно большой конечной массе КА считаем, что длительность последнего пассивного участка равна 15 суток. При этом масса требуемого топлива равна 474.76 кг, а предельно допустимая продолжительность выключения двигателя равна 1.9 суток. Желательно увеличить эту продолжительность для уменьшения рисков, связанных с реализацией траектории перелета.

Анализ требований при парировании возможного нештатного выключения ЭРДУ на номинальной траектории с двумя дополнительными пассивными участками

Основные проблемы с парированием нештатного выключения двигателя возникают на третьем (последнем) активном участке гелиоцентрического перелета Земля - Земля. Поэтому для увеличения предельно допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя введем ещё один дополнительный пассивный участок на этом самом сложном, с точки зрения парирования возмущений от нештатного выключения двигателя, участке траектории.

Важно отметить следующее. Казалось бы, что введение дополнительного пассивного участка на третьем активном участке увеличит число активных и пассивных участков на единицу. Но этого не произошло. Изменилась структура оптимального управления. Пропал пассивный участок, расположенный ранее в интервале 190...210 суток. Поэтому на новых номинальных траекториях со вторым дополнительным пассивным участком, оказалось четыре пассивных участка, разделенных тремя активными участками.

Начало дополнительного пассивного варьировалось в диапазоне от 570-ых до 660-ых суток полета. Максимальная его длительность считалась равной 5 суток. С точки зрения допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя наилучшим вариантом оказался вариант с пассивным участком на временном интервале 655 - 657.7 суток. В этом варианте на первом активном участке удается парировать возмущения от нештатного выключения двигателя длительностью более 5 суток. На втором и третьем активном участках максимально допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя 2.8 суток. В этом случае требуемая масса ксенона равна 482.7 кг, конечная масса КА 1634.0 кг.

На рисунке 2 показаны изолинии требуемой массы топлива для третьего активного участка. Длительность этого активного участка достаточно мала - 11.17 суток. Анализ изолинии, соответствующей требуемой массе топлива равной 490 кг, показывает, что критичной для рассматриваемого активного участка является его начальная точка. Предельно допустимое время нештатного выключения двигателя в ней немного больше 2.8 суток.

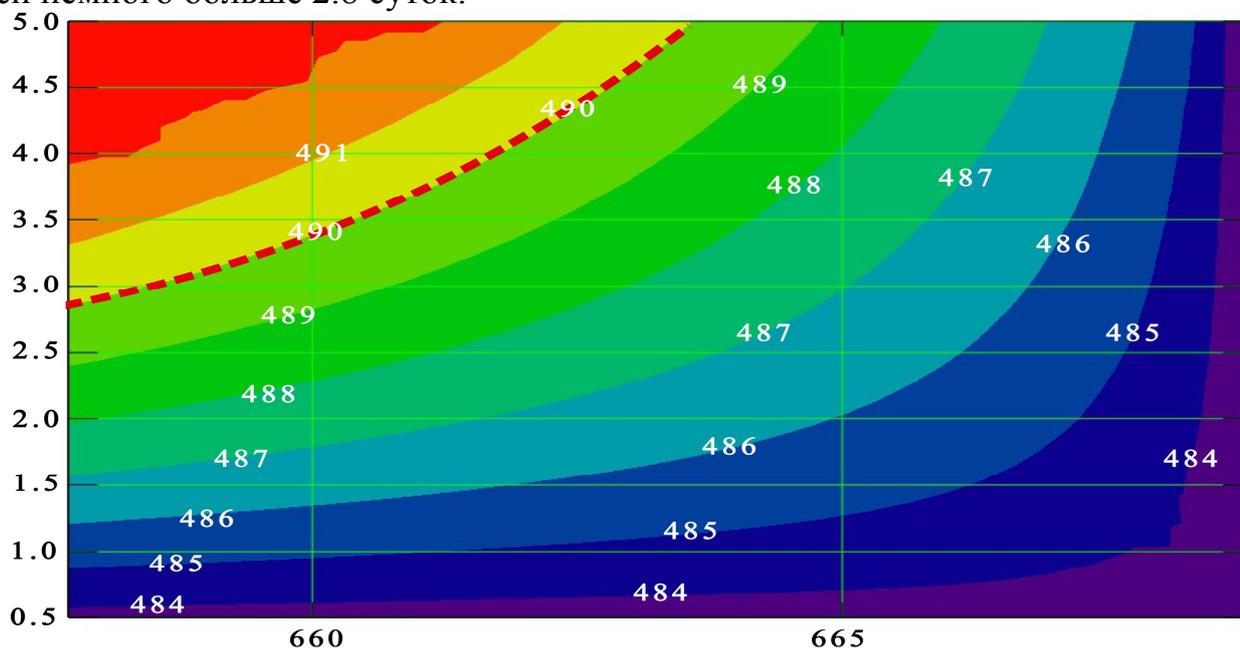


Рисунок 2 - Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля - Земля массы топлива [кг] на плоскости: дата нештатного выключения двигателя [сутки, отсчитывается от даты старта] - продолжительность нештатного выключения двигателя [сутки]. Третий активный участок.

Для рассмотренной транспортной задачи нахождение новой номинальной межпланетной траектории КА с дополнительными двумя пассивными участками позволило увеличить допустимое нештатное выключение ЭРДУ до 2.8 суток в любой точке траектории перелета.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

✓ В работе предложен подход к проектированию траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ с учетом возможности парирования возмущения траектории, связанного с нештатным выключением ЭРДУ в любой точке любого активного участка траектории на геоиоцентрическом перелете.

✓ Получены оценки допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ для рассматриваемых ранее программных траекторий. Сделан вывод о целесообразности корректирования номинальных траекторий для увеличения допустимого времени нештатного выключения двигателя.

✓ Предложены два пути корректировки проектируемых траекторий. Они основаны на увеличении длительности пассивного участка в конце гелиоцентрического перелета и на введении одного или нескольких дополнительных пассивных участков в середине гелиоцентрического перелета. Предложено выбирать характеристики дополнительных пассивных участков (их положения на траектории и длительности) по критерию максимума допустимого времени нештатного выключения ЭРДУ с учетом ограничения сверху требуемого запаса топлива и ограничения снизу величины конечной массы КА.

✓ Разработан метод оптимизации траекторий с учетом требований по парированию возмущений, вызываемых временным нештатным выключением двигателя.

✓ Выполнено проектирование траектории перелета к Венере, для обеспечения у неё последовательности гравитационных маневров, переводящих КА на систему гелиоцентрических орбит с относительно низким перигелием и большим наклоном к плоскости эклиптики. Рассматривалась транспортная система на базе ракеты-носителя Союз-2, химического разгонного блока Фрегат и ЭРДУ с 2-мя двигателями типа RIT22. Показано, что введение двух дополнительных пассивных участков (первый на 460-460.5 сутках полетов, второй на 510-515 сутках полетов) с одновременным увеличением длительности последнего пассивного участка до 55 суток позволяет получить траекторию, на которой допускается нештатное выключение двигателя длительностью до 7.92 суток в любой точке траектории перелета.

✓ Выполнено проектирование траектории перелета к Юпитеру с солнечной электроракетной двигательной установкой с анализом возможности нештатного выключения ЭРДУ. Рассматривалась транспортная система на базе ракеты-носителя Союз-2, химического разгонного блока Фрегат и ЭРДУ с 3-мя двигателями типа RIT22. Рассматривалась схема перелета с одним гравитационным маневром у Земли. Показано, что можно увеличить допустимое нештатное выключение ЭРДУ до 2.8 суток в любой точке траектории перелета, если ввести два дополнительных пассивных участка (первый на 655-657.5 сутках полета, второй длительность 15 суток при подлете к Земле для гравитационного маневра у неё).

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Нгуен, Д.Н. Оптимизация межпланетной траектории с учетом возможности парирования возмущений, связанных с временным нештатным выключением двигателя / М.С. Константинов, Д.Н. Нгуен // Электронный журнал «Перспективы науки». — 2014. — № 12. — С. 101-108. — Режим доступа: [http://moofrnk.com/assets/files/journals/science-prospects/63/science-prospect-12\(63\)-content.pdf](http://moofrnk.com/assets/files/journals/science-prospects/63/science-prospect-12(63)-content.pdf)
2. Нгуен, Д.Н. Анализ баллистических возможностей парирования возмущений, связанных с временным нештатным выключением ЭРДУ / М.С. Константинов, Д.Н. Нгуен // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». — 2015. — № 2. — Режим доступа: <http://vestnik.laspase.ru/archives/02-2015/>.
3. Нгуен, Д.Н. Оптимизация траектории КА с ЭРДУ к Юпитеру с гравитационным маневром в рамках задачи трех тел / М.С. Константинов, Д.Н. Нгуен // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2014. — № 72. — Режим доступа: <http://www.mai.ru/publications/index.php?ID=47349>.
4. Нгуен, Д.Н. Оптимизация траектории полета к Юпитеру с учетом возможного временного выключения двигателя тел / М.С. Константинов, Д.Н. Нгуен // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2015. — № 79. — Режим доступа: <http://www.mai.ru/publications/index.php?ID=55799>.
5. Нгуен, Д.Н. Оптимизация межпланетной траектории КА с ЭРДУ в рамках задачи трех тел / М.С. Константинов, Д.Н. Нгуен // Сборник тезисов докладов Московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике - 2014». Москва, МАИ, 22-24 апреля 2014 г. — М.: ООО «Принт-салон» 2014,. — С. 84-85.
6. Нгуен, Д.Н. Оптимизация межпланетной траектории КА с ЭРДУ в рамках задачи четырех тел с учетом влияния второй зональной гармоники Земли / Нгуен Д.Н. // Материалы XLIX научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга,. — 2014. — С. 91-92.
7. Нгуен, Д.Н. Оптимизация траектории межпланетного перелета с оценкой допустимого времени нештатного отключения ЭРДУ / М.С. Константинов, Д.Н. Нгуен // Материалы 13-ой международной конференции «Авиация и космонавтика». Москва, — 2014. — С. 159-160.