

На правах рукописи

УДК 629.785

КИРИЛЮК ЕЛЕНА ВЛАДИМИРОВНА

**МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ВЫБОРА ТРАЕКТОРИЙ СРЕДСТВ
ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА
ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ОРБИТЫ**

Специальность 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2023

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:

Соловьёв Владимир Алексеевич,
академик РАН, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты:

Петухов Вячеслав Георгиевич,
член-корреспондент РАН, доктор технических наук, первый заместитель директора по науке НИИ прикладной механики и электродинамики ФГБОУ ВО «Московского авиационного института (национального исследовательского университета)»

Байрамов Казым Рашид оглы,
доктор технических наук, профессор, заместитель начальника НИЦ военного института (управления национальной обороной) ФГКВОУ ВО «Военной академии Генерального штаба Вооруженных сил РФ»

Ведущая организация:

Акционерное общество «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина» (АО «НПО Лавочкина»), г. Химки, Московская область

Защита состоится «___» _____ 2023 года в 14 часов 30 мин на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д. 10, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте <http://www.bmstu.ru/>.

Автореферат разослан «___» _____ 2023 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр.1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Ученый секретарь диссертационного
совета 24.2.331.08, кандидат
технических наук, доцент

Луценко А.Ю.



ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время в мире наблюдаются устойчивые тенденции по освоению высокоэнергетических орбит, к которым относятся геостационарная орбита (ГСО), геопереходные орбиты, высокоэллиптические (ВЭО) и высококруговые орбиты. Причиной этого являются глобализация и персонализация предоставления услуг связи и вещания, требования координатно-временного и навигационного обеспечения и др. Перспективную орбитальную группировку, решающую эти задачи, будут образовывать космические аппараты (КА) тяжелого класса с длительными сроками активного существования. Неизбежное повышение массы выводимых на целевые орбиты полезных грузов (ПГ), связанное с увеличением объема сложной аппаратуры и размещением на борту систем резервирования различного уровня, приводит к требованию оптимизации программы управления вектором тяги при использовании существующих и перспективных средств выведения (СВ) на высокоэнергетические орбиты с точки зрения максимизации выводимой массы ПГ. Под средствами выведения на высокоэнергетические орбиты в работе понимаются разгонные блоки (РБ) или верхние (апогейные) ступени ракет-носителей.

Тенденции повышения масс ПГ подчас опережают скорость модернизации СВ. В связи с чем возникает задача повышения эффективности использования располагаемых на настоящий момент ресурсов до предела, в том числе за счёт отхода от типовых схем выведения, принятых для конкретного СВ, за счёт:

- применения многовитковых траекторий перелёта орбитальных блоков (ОБ), полученных на основе разбиения активных участков (АУТ) стандартной двухимпульсной схемы на несколько;
- применения многоступенчатых ОБ со сквозной оптимизацией их траекторий: использования энергетических возможностей РБ и собственной маршевой химической ракетной (ХРДУ) или электрореактивной (ЭРДУ) двигательной установки КА, использования связок РБ, модернизации конструкции существующих РБ за счёт добавления отделяемых топливных баков;
- применения некомпланаарных схем перелёта биэллиптического типа (для случаев перелёта на круговые целевые орбиты).

Также одним из перспективных направлений сокращения затрат характеристической скорости при выведении ПГ на ГСО является маневр с использованием гравитационного поля Луны, предложенный В.В. Ивашкиным.

Возможность практической реализации перечисленных направлений зависит от массово-энергетических характеристик (МЭХ) СВ, технических ограничений, накладываемых на траекторию, и должна анализироваться для конкретной задачи. Строгая математическая формализация некоторых ограничений не всегда возможна или затруднена и приводит к существенному усложнению получения решения задачи оптимизации. Поэтому математическая постановка задачи, как правило, содержит ряд упрощающих допущений, и из совокупности экстремалей, полученных по итогам её решения для конкретных условий, выбираются те, применение которых можно назвать рациональным для рассматриваемых СВ.

Таким образом, определение оптимальных траекторий выведения КА на высокоэнергетические орбиты как с точки зрения баллистического обоснования применения СВ, так и с точки зрения проектно-баллистического анализа вновь разрабатываемых СВ является актуальной научной задачей.

Целью диссертационной работы является повышение массы полезных грузов, доставляемых на высокоэнергетические орбиты с использованием возможностей существующих и перспективных СВ, имеющих в своём составе химические ракетные двигательные установки, на основе выбора рациональных схем выведения.

Для достижения цели решается **научная задача** разработки методики баллистического проектирования схем выведения КА с опорных на целевые высокоэнергетические орбиты с помощью одно- или многоступенчатых СВ с ХРДУ, предусматривающей решение задач оптимизации многовитковых траекторий и траекторий биэллиптического типа по критерию достижения максимальной массы на целевой орбите при наличии ограничения на время полёта.

В качестве основного метода решения задачи выбран принцип максимума (ПМП) Л.С. Понtryгина. Поэтому далее в работе под оптимальными траекториями и оптимальным управлением средствами выведения подразумеваются соответственно траектории и управления, удовлетворяющие необходимым условиям принципа максимума. Также для оценочных расчётов в работе применяется теория импульсных манёвров.

Поставленная задача включает в себя:

1. формализацию задачи на основе принципа максимума для рассматриваемых типов перелётов, учитывающую разрывы фазовых переменных и управляющих функций;
2. разработку математической модели для параметрической оптимизации n -импульсного перехода между произвольными орбитами;
3. разработку подхода к определению начального приближения вектора сопряжённых переменных для решения краевой задачи принципа максимума при применении СВ с ДУ ограниченной тяги;
4. разработку на основе применения ПМП для СВ с ДУ ограниченной тяги:
 - алгоритма перехода от схемы межорбитального перелёта, содержащей n АУТ, к схеме с $n+1$ АУТ;
 - алгоритма получения экстремалей биэллиптического типа;
 - алгоритма учёта влияния на траекторию выведения КА переходных процессов работы ДУ СВ и непроизводительных затрат массы ОБ;
5. применение разработанных методики и алгоритмов к решению задачи выведения на высокоэнергетические орбиты (на примере ГСО и ВЭО) одно- и многоступенчатых орбитальных блоков с различными массово-энергетическими характеристиками с оценкой влияния на результаты расчётов переходных процессов работы ДУ СВ и непроизводительных затрат массы ОБ.

Объектом исследования являются средства выведения КА на целевые высокоэнергетические орбиты, имеющие в своём составе ХРДУ.

Предметом исследования являются методики и алгоритмы определения оптимального управления СВ КА на высокоэнергетические орбиты.

Методы исследований основаны на использовании теории оптимального управления, численных методов решения задач оптимального управления, теории импульсных манёвров.

Научная новизна работы заключается в разработанных на основе применения принципа максимума:

1. Методике определения оптимального управления средствами выведения КА на высокоэнергетические орбиты, отличающейся возможностью сквозной оптимизации траекторий многоступенчатых ОБ с ДУ ограниченной тяги и регулярным алгоритмом получения многовитковых траекторий выведения, в том числе траекторий биэллиптического типа.

2. Регулярном алгоритме получения многовитковых траекторий межорбитального перелёта с низкой опорной орбиты на целевую, позволяющем произвести переход от решения задачи, содержащего n АУТ, к решению, содержащему $n+1$ АУТ, в рамках применения так называемой классической (прямой) вычислительной схемы метода стрельбы.

3. Алгоритме учёта влияния на оптимальную траекторию переходных процессов работы ДУ ОБ и непроизводительных затрат массы ОБ на основе применения условий оптимальности для разрывных систем, позволяющем оценить рациональный предел для последовательности многовитковых траекторий.

4. Алгоритме определения параметров оптимальных некомпланарных биэллиптических межорбитальных переходов для выведения ПГ на высокоокруговые орбиты, позволяющем получить решение задачи для одно- и многоступенчатых ОБ с ХРДУ в рамках применения классической (прямой) вычислительной схемы метода стрельбы.

Практическая значимость работы:

Разработанные методика и программно-математическое обеспечение (ПМО) могут применяться как при решении задач баллистического обоснования схем выведения КА на высокоэнергетические орбиты существующими СВ, так и в процессе баллистического проектирования перспективных СВ КА. Поскольку:

1 Полученные систематизированные результаты оптимизации многовитковых траекторий выведения КА применимы для решения задач выведения на ГСО и ВЭО с помощью РБ с ДУ ограниченной тяги. Определены области рационального применения схем выведения, содержащих различное количество АУТ, в пространстве МЭХ ОБ.

2 Разработанное ПМО расчёта оптимальных траекторий выведения КА с помощью одно- и многоступенчатых СВ с ХРДУ позволяет осуществлять оперативное решение задач оптимального управления на основе работы с базой данных, сформированной при проведении научного исследования; получить оптимальные траектории биэллиптических перелётов ОБ с опорной орбиты на некомпланарную высокоокруговую целевую с учётом ограничения на время полёта.

3 Разработанный алгоритм учёта непроизводительных затрат массы ОБ и переходных процессов работы его ДУ позволяет определить рациональную схему выведения ПГ на целевую орбиту.

Реализация результатов работы. Научные и практические результаты работы, реализованные в виде программных средств навигационно-

баллистического обеспечения, используются в процессе проведения работ по обоснованию перспектив развития космических средств и экспертизе проектных материалов промышленности на средства выведения КА в НИЦ (г. Королёв) ЦНИИ ВКС Министерства обороны РФ, что подтверждается актом о реализации. Результаты работы также были использованы при баллистическом обосновании схем выведения КА перспективными РБ в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, что подтверждается актом о реализации. Результаты исследований, вошедших в диссертацию, использованы в учебном процессе кафедры динамики и управления полётом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана при проведении курсового и дипломного проектирования, а также в лекциях по курсам «Методы оптимизации управления летательными аппаратами», «Высшая математика (специальные разделы в баллистике)».

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Методика баллистического проектирования траекторий выведения КА с низкой опорной на высокоэнергетическую орбиту.
2. Регулярный алгоритм получения многовитковых траекторий межорбитального перелёта с низкой опорной орбиты на целевую на основе применения принципа максимума.
3. Алгоритм получения параметров оптимальных некомпланарных биэллиптических траекторий перелёта на высокоокруговые орбиты на основе применения принципа максимума для одно- и многоступенчатых СВ.
4. Алгоритм учёта влияния переходных процессов работы ДУ СВ и непроизводительных затрат массы ОБ при решении задачи оптимального управления.
5. Рекомендации по рациональному применению схем выведения, содержащих различное количество активных участков.

Достоверность и обоснованность результатов. Методы, подходы и уравнения, используемые в работе, базируются на необходимых условиях принципа максимума Понтрягина. Обоснованность полученных результатов подтверждается корректным использованием допущений при формировании математической модели движения, непротиворечивостью полученных решений известным частным результатам, имеющимся в технической литературе. Достоверность результатов проектирования ряда траекторий выведения КА была подтверждена моделированием в организациях: АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», НИЦ (г. Королёв) ЦНИИ ВКС Министерства обороны РФ.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на: XL, XLI, XLV, XLVI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти С.П. Королева (г. Москва, 2016, 2017, 2021, 2022 гг.); Всероссийской научно-практической конференции «Баллистика вчера, сегодня, завтра» в ВКА им. А.Ф. Можайского (г. Санкт-Петербург, 2016 г.); Научно-технических конференциях 4 ЦНИИ Министерства обороны РФ (г. Королёв, 2016, 2020 гг.); 54-х, 56-х Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского (г. Калуга, 2019, 2021 гг.); X, XI Научных чтениях по венной космонавтике памяти М.К. Тихонравова в НИЦ (г. Королёв) ЦНИИ ВКС Министерства обороны РФ (г. Королёв, 2019, 2021 гг.); Всероссийской научно-практической конференции

«Проблемы создания и применения КА и систем СВ в интересах решения задач ВС РФ» в ВКА им. А.Ф. Можайского (г. Санкт-Петербург, 2021 г.).

Публикации. По теме диссертации опубликованы 7 печатных работ (из них 6 – в изданиях, входящих в перечень ВАК при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации, 1 – в издании, индексируемом SCOPUS). Общий объем: 5,8 п.л./3,7 п.л.

Личный вклад автора. заключается в разработке методики и алгоритмов определения оптимальных траекторий перелётов ОБ и реализации их в ПМО, проведении численного моделирования и анализе полученных результатов. Все представленные в диссертации результаты получены автором лично.

Объем и структура работы. Диссертационная работа состоит из введения, перечня сокращений, трёх глав, общих выводов и заключения, списка литературы, включающего 114 наименований, и приложения. Текст диссертации изложен на 175 машинописных страницах (с учётом приложений – на 192 страницах), содержит 47 рисунков и 60 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертации, формулируются цель исследования и научная задача, решение которой необходимо для достижения цели. Определены объект и предмет исследования, выбраны методы исследования. Отмечены научная новизна и практическая значимость работы, приведены положения, выносимые на защиту. Описана структура диссертации и приведено краткое содержание её элементов.

Первая глава содержит анализ существующих способов и схем выведения КА на высокоэнергетические орбиты, математическую постановку задачи оптимизации траектории выведения, обзор библиографии, посвященной вопросам оптимизации межорбитальных манёвров на этапе выведения на целевые орбиты, обоснование выбора основного метода решения задачи и её формализацию на основе применения принципа максимума.

Проведён анализ тенденций для пусковых услуг запуска КА на высокоэнергетические орбиты, на основании которого обозначены основные возможные направления повышения эффективности использования ресурсов существующих и перспективных средств выведения с ХРДУ:

- применение многовитковых траекторий перелёта – актуально для СВ сравнительно низкой тяговооруженности, позволяет снизить суммарные потери скорости на АУТ (Рисунок 1);

- применение многоступенчатых ОБ и проведение сквозной оптимизации их траекторий – актуально для РБ с отделяемыми топливными баками и задач выведения КА с воздействием собственной маршевой ХРДУ, а также для перспективных проектов использования связок РБ;

- применение некомпланарных схем перелёта биэллиптического типа (Рисунок 2) – актуально в связи с разработкой РБ с повышенным ресурсом работы, а также для схем выведения КА, имеющих собственную маршевую ХРДУ.

На Рисунках 1, 2 АУТ присвоены индексы, отражающие тип АУТ («П» – перигейный, «А» – апогейный) и его порядковый номер.

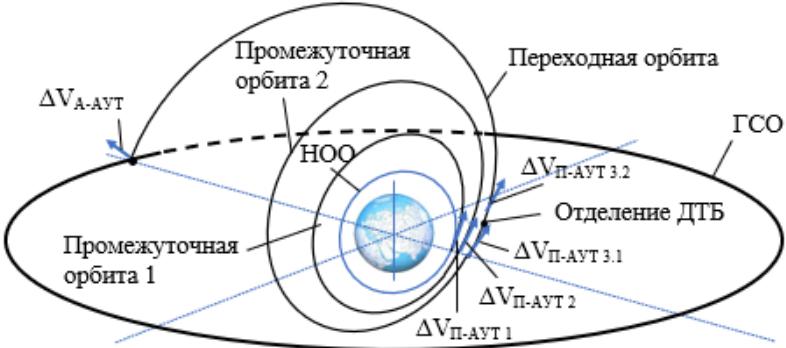


Рисунок 1. Пример многовитковой схемы прямого выведения КА на ГСО для РБ «Бриз-М», где ДТБ - дополнительный топливный бак

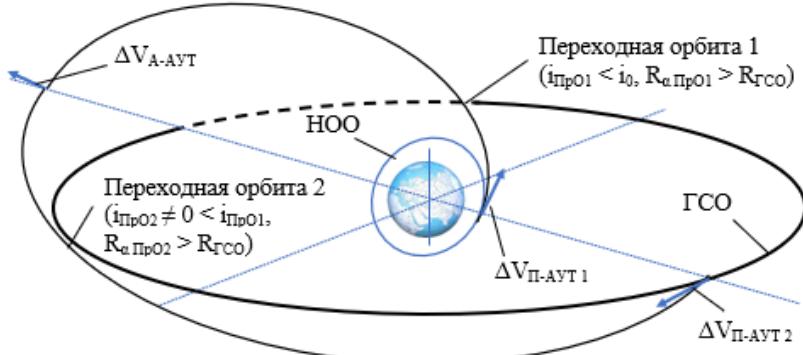


Рисунок 2. Пример биэллиптической схемы выведения КА на ГСО

Критерием оптимизации траекторий СВ является доставляемая на целевую орбиту (ЦО) масса ПГ. Математическая постановка задачи оптимизации должна предусматривать возможность ограничения продолжительности операции выведения в связи с ограниченностью ресурса работы РБ и/или КА и специфическими требованиями со стороны ПГ.

Рассматривается задача оптимального пространственного выведения ОБ с НОО на некомпланарную ей ЦО в центральном гравитационном поле Земли. МЭХ ОБ заданы. Движение ОБ описывается системой дифференциальных уравнений (1).

$$\frac{d\bar{q}}{dt} = \bar{f}(\bar{q}, \bar{u}, \bar{c}), \quad (1)$$

где $\bar{q}(t) \in KC^1([t_0; t_1], \mathbb{R}^n)$ – вектор фазовых переменных (координаты, проекции скорости и масса ОБ, нормированная по его начальной массе), $n = 7$; $\bar{u}(t) = [\tilde{\beta}(t), \theta(t), \gamma(t)]^T \in KC([t_0; t_1], \mathbb{R}^r)$ – вектор управляющих функций, $r = 3$; $t_0 = 0$ – начальный момент времени; $t_1 = T$ – момент достижения целевой орбиты; \bar{c} – вектор констант (гравитационный параметр Земли, скорость истечения газов ДУ ОБ и др.); $\tilde{\beta}(t)$ – нормированный относительно массы ОБ на НОО секундный расход двигательной установки ОБ, $\theta(t), \gamma(t)$ – углы ориентации вектора тяги относительно выбранной инерциальной системы отсчёта.

На вектор управлений, продолжительность перелёта T и фазовый вектор накладываются ограничения (2) – (4) соответственно.

$$\bar{u}(t) \in U(t) \subseteq \mathbb{R}^r, \forall t \in [t_0; t_1], U(t) \equiv U \equiv \{\bar{u}(t): 0 \leq \theta(t) \leq 2\pi, \quad (2)$$

$$-\frac{\pi}{2} \leq \gamma(t) \leq \frac{\pi}{2}, \forall t \in [t_0; t_1], 0 \leq \tilde{\beta}_i(t) \leq \tilde{\beta}_{i\ max}, \forall t \in \Delta\tau_i, i = \overline{1, n_{ct}}\},$$

$$T \leq T_{max}, \quad (3)$$

$$r_{min} \leq |\bar{r}(t)| \leq r_{max}, \forall t \in [0; T]. \quad (4)$$

где $\tilde{\beta}_{i max}$ – максимальное значение ссекундного расхода для ДУ i -й ступени ОБ; n_{ct} – количество ступеней ОБ; Δt_i – интервалы функционирования i -й ступени ОБ; r_{min} , r_{max} – минимальное и максимальное допустимые расстояния до притягивающего центра; T_{max} – предельная допустимая продолжительность перелета.

Краевые условия на левом конце траектории (НОО, при $t=t_0$) имеют вид (5). Положение ОБ на НОО определяется аргументом широты u_0 .

$$\tilde{m}(t_0) = 1, a(t_0) = a_0, e(t_0) = e_0, i(t_0) = i_0, \Omega(t_0) = \Omega_0, \omega(t_0) = \omega_0 \quad (5)$$

Краевые условия на правом конце траектории (ЦО, $t = T$) задаются, например, в виде (6). Состав граничных условий может варьироваться и определяется типом решаемой задачи.

$$a(T) = a_k, e(T) = e_k, i(T) = i_k, \Omega(T) = \Omega_k, \omega(T) = \omega_k. \quad (6)$$

Ищется допустимый управляемый процесс $\xi \equiv (\bar{q}(t), \bar{u}(t), T) \in D$, обеспечивающий минимум функционала (7) при условии выполнения краевых условий (5), (6) и ограничений (2) – (4).

$$I(\xi) = -\tilde{m}(T) \rightarrow \inf. \quad (7)$$

Оптимальные процессы $\hat{\xi}$, получаемые по итогам решения задачи, могут реализовывать качественно отличные по своей структуре (количеству и расположению на траектории активных участков) траектории межорбитальных перелётов. Обозначим:

$D_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j \subset D$ – множество допустимых управляемых процессов, соответствующее траекториям перелёта с j импульсами в импульсной постановке задачи, структура которых содержит $n_{AUT} = n_I + n_{II} + \dots + n_j$ активных участков;

$\mathbb{T}_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j \equiv \left[\left(T_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j \right)_{min}; \left(T_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j \right)_{max} \right]$ – интервалы продолжительностей перелёта, в которых реализуются соответствующие схемы.

Ограничимся рассмотрением траекторий, соответствующих двух- ($j = 2$) и трёхимпульсным ($j = 3$) манёврам.

Функционал (7) определён на каждом из множеств $D_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j$, $j = 2, 3$. При этом решение задачи оптимального управления $\hat{\xi}_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j$, $j = 2, 3$ может быть найдено на тех из них, для которых выполняется условие $T_{max} \geq \left(T_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j \right)_{min}$, $j = 2, 3$. Таким образом, ставится задача о поиске минимума функционала (7) на совокупности множеств $D_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j$, $j = 2, 3$. Условие (3) ограничивает возможное количество АУТ (n_{AUT}).

Для регуляризации решения задачи при учете ограничения на полное время выведения T в работе применяется функционал комбинированного вида (8).

$$I = T - k \cdot \tilde{m}(T) \rightarrow \inf. \quad (8)$$

Согласно работам Григорьева К.Г., Григорьева И.С., функционал (8) представляет собой математическое выражение «компромисса» между затратами массы топлива на выведение ОБ и затратами на сокращение времени полета.

Коэффициенту k для каждого фиксированного набора МЭХ ОБ, параметров начальной и целевой орбит, а также структуры схемы выведения (значений j, n_I, n_{II}, n_{III}) соответствует определённое значение T [с]. При $k \rightarrow k_{min}(j, n_I, n_{II}, n_{III})$, $k_{min} \geq 0$ функционал (8) стремится к функционалу задачи быстродействия; при $k \rightarrow \infty$ – к функционалу задачи выведения с минимальным расходом топлива.

Для рассматриваемой постановки задачи выписаны необходимые условия оптимальности для различных типов целевых орбит и сформулирована краевая задача принципа максимума. Также приведены дополнительные условия оптимальности, которые необходимо учитывать в случае многоступенчатости ОБ и при наличии ограничений на фазовые координаты.

Реализация обозначенных направлений повышения эффективности использования ресурсов ОБ при применении принципа максимума приводит к методическому вопросу определения начальных условий для вектора сопряженных переменных (НУСП), отвечающего соответствующим типам экстремалей для решения сформулированной в главе краевой задачи.

По итогам вышесказанного сформулированы задачи исследования.

Вторая глава содержит изложение алгоритмов, входящих в разработанную методику баллистического проектирования траекторий выведения космического аппарата с низкой опорной на высокоэнергетическую орбиту, и последовательность их использования.

В практике баллистического проектирования траекторий выведения и баллистического обоснования применения СВ решаются задачи:

1. выбора из альтернативных вариантов СВ, обеспечивающего доставку требуемого ПГ на целевую орбиту с выполнением заданных ограничений;
2. обоснования схемы выведения требуемого ПГ заданным СВ.

Задача 1 сводится к определению границ областей достижимости конкретного СВ для доставки заданной массы ПГ и оценке максимально допустимой массы ПГ, который можно доставить на заданную орбиту. Поэтому задача 2 является составной частью задачи 1. Методика решения задачи 2 укрупнённо отражена на схеме, представленной Рисунке 3.

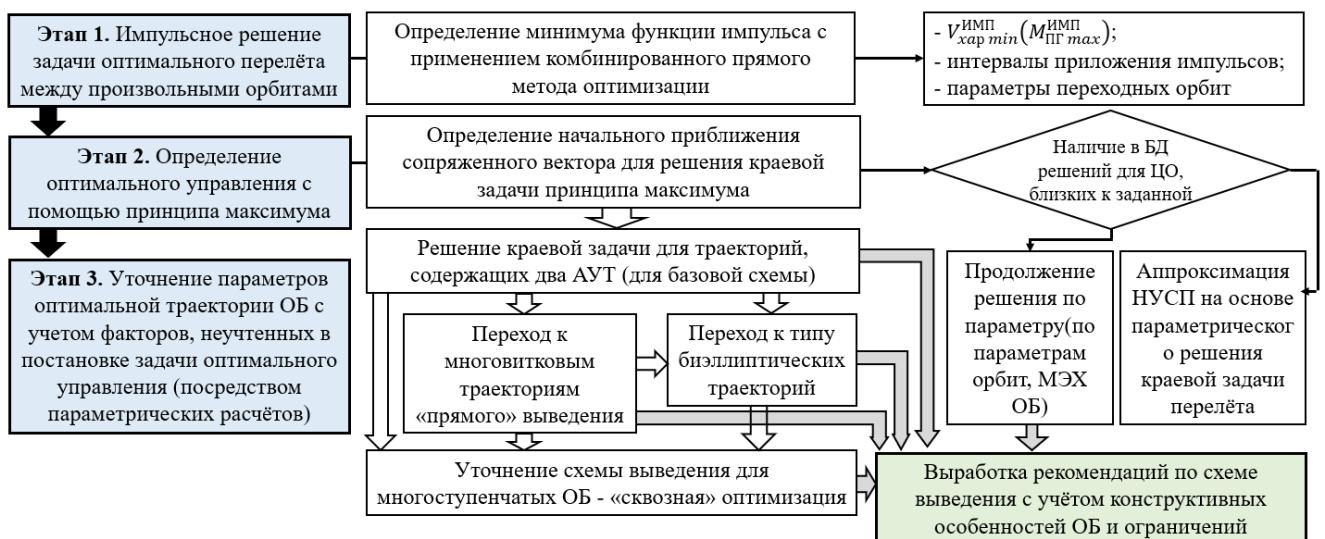


Рисунок 3. Укрупнённая схема решения задачи баллистического проектирования траектории выведения КА

На первом этапе производится поиск решения задачи межорбитального перелёта в импульсной постановке, дающего представление о минимальной достижимой характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}}^{\text{имп}} \text{ min}$. Задача сводится к численной оптимизации функции импульса, алгоритм расчёта которой был обобщён для 3-х и 4-химпульсных манёвров, комбинированным прямым методом, сочетающим метод сканирования с применением ЛП_τ - последовательностей и квазиньютоновский алгоритм L-BFGS.

На втором этапе производится решение задачи с применением ПМП. Начальное приближение для итерационной процедуры решения КЗ определяется с помощью динамической интерпретации сопряженного вектора на основе параметрического решения КЗ межорбитального перехода с большой тяговооруженностью (порядка $n_0 = 0,45 \dots 1,0$), начальным приближением для которого служит результат импульсного решения, полученный на первом этапе. Так как в процессе диссертационного исследования сформирована база данных (БД), содержащая НУСП для различных спектров межорбитальных переходов на «типовые» высокоэнергетические орбиты, представляется возможным по итогам сопоставления исходных данных (ИД) с имеющимися в БД получить начальное приближение путем применения продолжения по параметру некоего имеющегося в базе решения.

Полученное решение КЗ ПМП анализируется с точки зрения близости $\Delta V_{\text{хар}}^{\text{ПМП}} \text{ min}$ к минимальной характеристической скорости $\Delta V_{\text{хар}}^{\text{имп}} \text{ min}$. При необходимости увеличения количества АУТ применяется разработанный алгоритм получения многовитковых траекторий. Целесообразность увеличения количества АУТ определяется в том числе путём обращения к БД, содержащей информацию о рациональных областях применимости схем с п АУТ в пространстве МЭХ СВ для перелётов на типовые орбиты. Так как технические особенности функционирования конкретного СВ могут оказать влияние на выбор количества АУТ, производится проверка целесообразности использования выбранной схемы путём учёта переходных процессов работы ДУ СВ и непроизводительных затрат его массы с применением разработанного алгоритма, основанного на условиях оптимальности для разрывных систем.

В случае выведения многоступенчатого ОБ, в качестве НУСП для решения КЗ принимается решение для одноступенчатого ОБ, соответствующего по МЭХ первой ступени. Далее в полученную оптимальную траекторию поочерёдно вводятся соответствующие разрывы МЭХ путём продолжения решения по параметрам. Если требуется определить траекторию биэллиптического типа, то применяется соответствующий разработанный алгоритм, начальным приближением для которого является решение задачи прямого выведения.

На втором этапе возможна вариативность использования перечисленных алгоритмов, определяемая конкретной задачей, различные варианты очередности и комбинации их применения показаны стрелками на Рисунке 3.

По завершении второго этапа производится выработка рекомендаций по выбору рациональной схемы выведения для заданных ИД и неформализованных ограничений, накладываемых на траекторию выведения.

На третьем этапе, если это требуется, производится уточнение параметров оптимальной траектории с учётом факторов, неучтённых в постановке задачи оптимального управления: нецентральности гравитационного поля Земли, особенностей работы системы управления СВ и пр. – посредством параметрической оптимизации в окрестности полученного ранее решения.

В главе приведены примеры определения начального приближения для решения краевой задачи на основе численной аппроксимации производных от функционала по начальным значениям фазовых переменных.

Описаны разработанные алгоритмы, применяемые на втором этапе:

1. **Алгоритм работы с БД решений КЗ ПМП**, позволяющий осуществлять оперативный поиск первого приближения НУСП, основанный на сравнении значения $\Delta V_{\text{хар} \min}^{\text{ИМП}}$ для искомого манёвра с соответствующими характеристическими скоростями манёвров, решения для которых находятся в БД, и фильтрации решений в БД по интегральному критерию близости ИД.

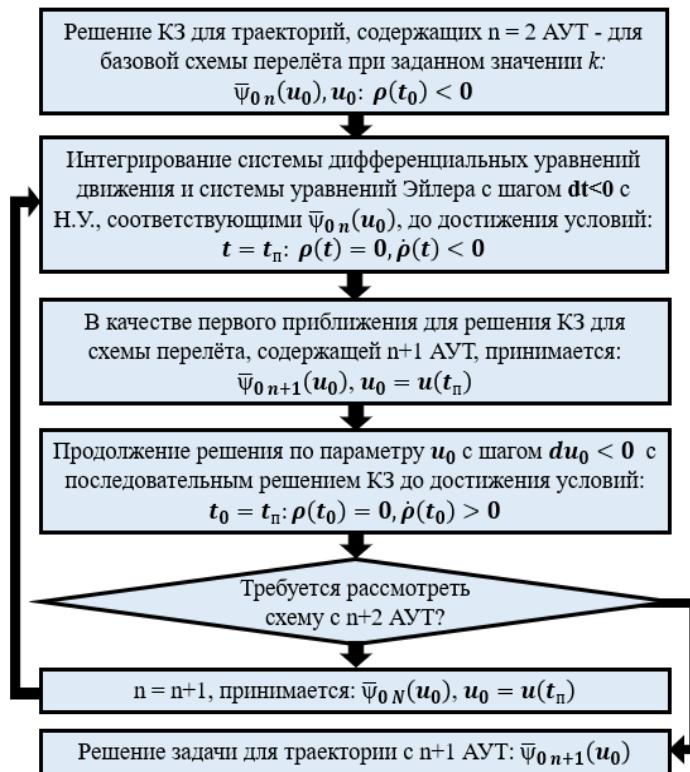


Рисунок 4. Алгоритм получения многовитковых траекторий выводения КА

Функционал (8) выступает в качестве инструмента, позволяющего построить алгоритм: при получении дополнительного витка его применение снимает вопрос коррекции значения T , что даёт возможность регуляризовать процедуру перехода от одного семейства экстремалей к другому. За счёт фиксации значения k для схем прямого перелёта фиксируется соотношение между затратами массы топлива и времени на осуществление перелёта, поэтому при сравнительно больших значениях k , время T , соответствующее полной реализации энергетических возможностей новой схемы, находится автоматически.

3. **Алгоритм получения экстремалей биэллиптического типа с помощью ПМП** ($\hat{\xi} \in D_{n_I-n_{II}-n_{III}}^3$) для задач выводения одно- и многоступенчатых

2. **Регуляризированный алгоритм получения многовитковых траекторий выводения КА**, разработанный по итогам анализа свойств функции переключения $\rho(t)$ и основанный на интегрировании с отрицательным шагом и продолжении решения краевой задачи по аргументу широты точки старта на опорной орбите (Рисунок 4). Алгоритм позволяет регуляризировать процесс получения дополнительных АУТ при применении классической вычислительной схемы метода стрельбы и отличается непрерывностью перехода от экстремалей $\xi_{n_I-n_{II}-\dots-n_j}^j$ к экстремалям $\xi_{(n_I+1)-n_{II}-\dots-n_j}^j$.

ОБ, основанный на введении фиктивной второй ступени низкой тяговооруженности (Рисунок 5) или фиктивном снижении тяговооруженности последней ступени ОБ соответственно.

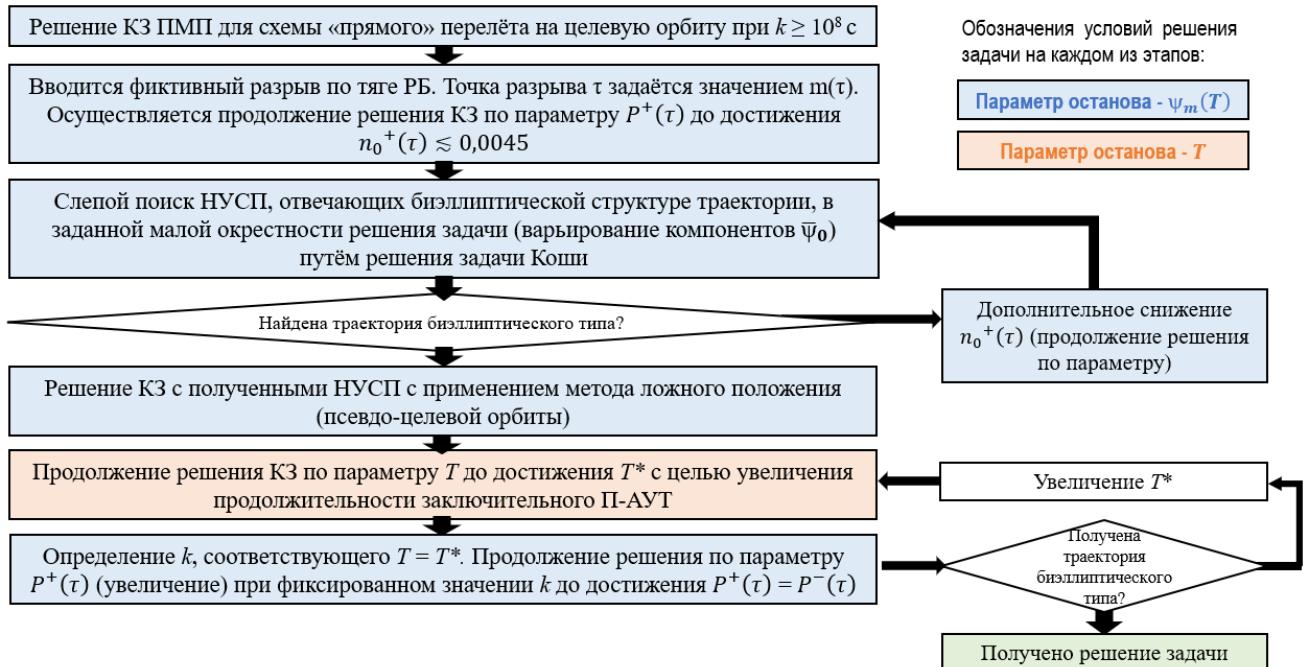


Рисунок 5. Алгоритм получения экстремалей биэллиптического типа

Алгоритм основан на свойствах НУСП, обнаруженных при проведении обширного спектра расчётов траекторий выведения КА на ГСО для многоступенчатых ОБ: при $k \geq 10^8$ с и низких тяговооруженностих последней ступени ($n_0^+(\tau) \lesssim 0,0045$) тип экстремалей систематически меняется с траекторий прямого перелёта на траектории биэллиптического типа. При указанном сочетании параметров k , $n_0^+(\tau)$ значения НУСП, соответствующие прямым и биэллиптическим траекториям перелёта, близки, при этом чем ниже значение тяги последней ступени и выше значение k , тем менее существенным являются различия в их значениях. Пример поведения НУСП иллюстрирует Рисунок 6, где стрелки показывают увеличение продолжительности перелёта T .

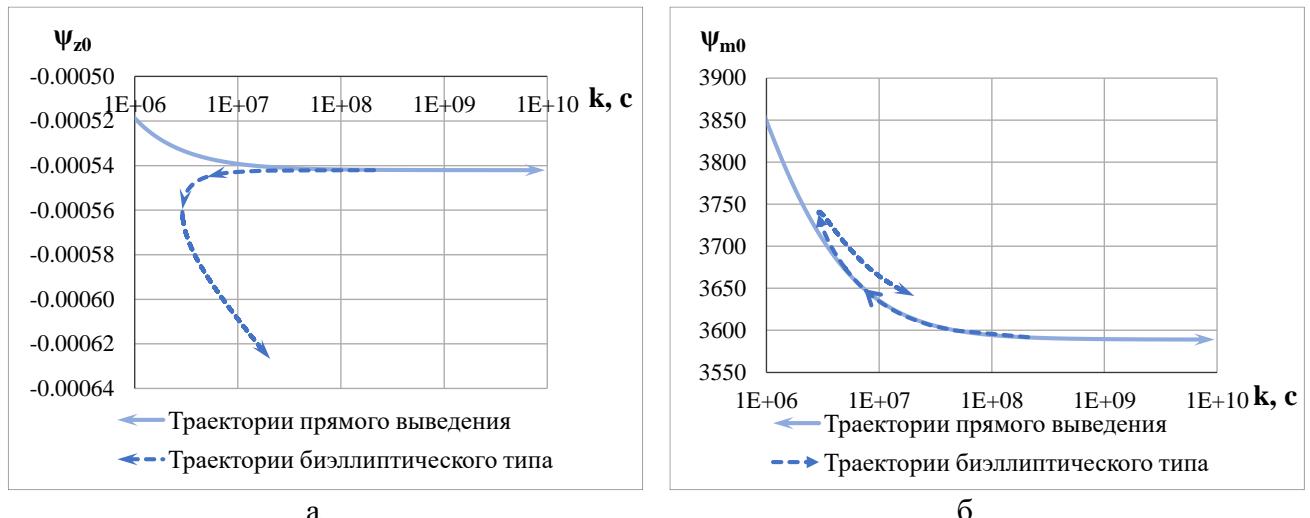


Рисунок 6. Пример зависимостей некоторых НУСП от коэффициента k :
а – ψ_{z0} , б – ψ_{m0} ($n_0^-(\tau) = 0,084$, $n_0^+(\tau) = 0,002$)

4. Алгоритм учёта переходных процессов работы ДУ ОБ и непроизводительных затрат массы ОБ, основанный на условиях оптимальности для разрывных систем, позволяющий произвести оценку влияния указанных факторов на параметры оптимальных траекторий и установить рациональный предел для последовательности оптимальных процессов $\xi_{n_1-n_2-\dots-n_j}^j$

Третья глава посвящена применению разработанной методики к решению задач оптимизации траекторий перелётов на высокоэнергетические орбиты. Представлены результаты оптимизации траекторий перелётов одно- и многоступенчатых ОБ. Приведён анализ многовитковых траекторий прямого выведения на ГСО и ВЭО (на примере орбиты типа «Молния») одноступенчатых ОБ, траекторий выведения на ГСО прямого и биэллиптического типов для многоступенчатых ОБ на примере решения частных задач.

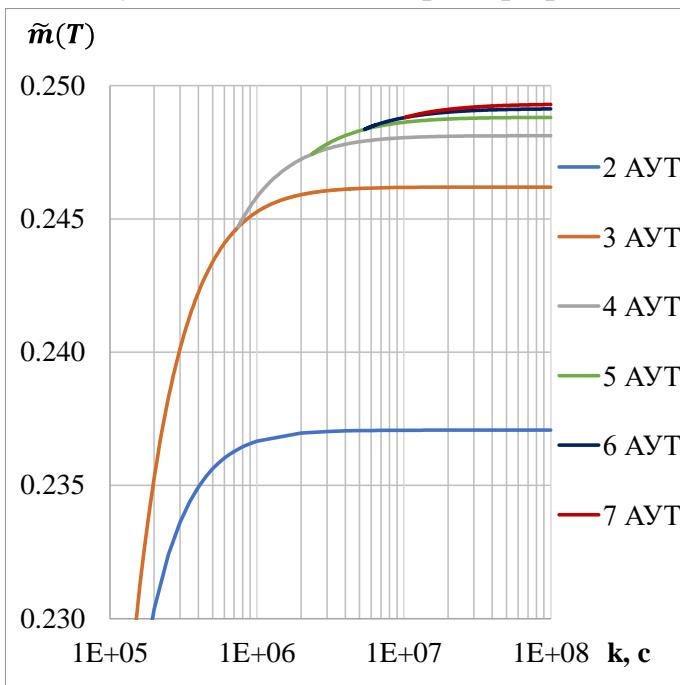


Рисунок 7. Зависимости $\tilde{m}(T)$ от k при перелётах на ГСО с различным количеством АУТ, $n_0 = 0,1$, $I_{уд} = 353$ с

Проанализированы особенности применения функционала (8) к решению задачи оптимизации многовитковых траекторий на примере выведения на ГСО (Рисунок 7). Установлено, что в широком диапазоне значений МЭХ ОБ для схем прямого выведения, содержащих $2 \div 7$ АУТ, значение $k = 10^8$ с может быть принято в качестве коэффициента насыщения k_n зависимости $\tilde{m}(T)$.

Произведён обширный спектр расчётов траекторий перелёта одноступенчатых ОБ на ГСО для широких диапазонов изменения МЭХ ОБ ($n_0 \in [0,1; 0,45]$, $I_{уд} \in [330; 470]$ с), результаты которых положены в основу БД решений краевой задачи.

Проанализированы затраты характеристической скорости $\Delta V_{хар}$ и на их основе продемонстрирована сходимость последовательностей экстремалей траекторий выведения к импульсному значению (Рисунок 8). Определены области рационального применения схем многовиткового прямого выведения, содержащих заданное количество перигейных АУТ, в пространстве МЭХ ОБ на примерах разных наклонений НОО.

Анализ влияния переходных процессов работы ДУ ОБ и непроизводительных затрат массы ОБ на результаты оптимизации многовитковых траекторий показывает, что переходные процессы ДУ не оказывают существенного влияния на достигаемое значение функционала (8). При этом непроизводительные затраты массы ОБ влияют на выбор рационального количества АУТ в схеме и лимитируют последовательность оптимальных процессов, доставляющих экстремум функционалу (8).

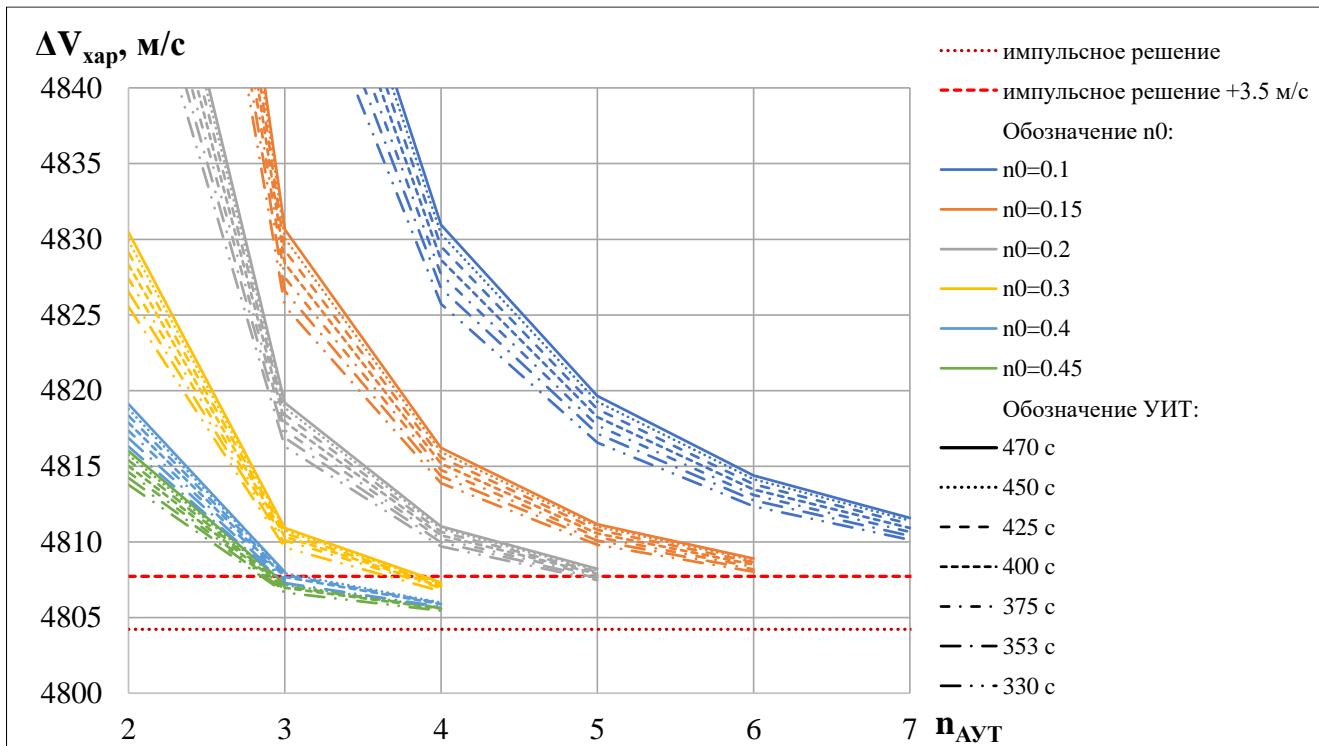


Рисунок 8. Зависимости ΔV_{xap} перелётов на ГСО от количества АУТ

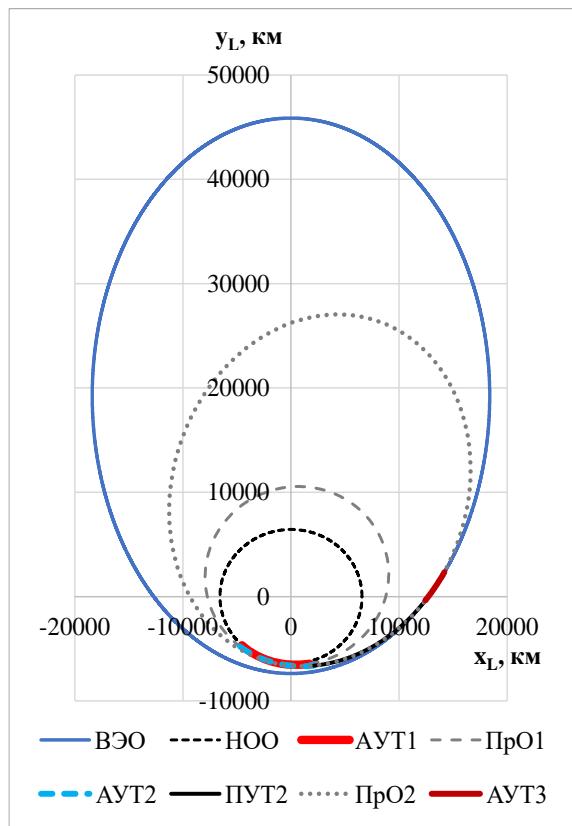


Рисунок 9. Траектория перелета ОБ на ВЭО с тремя АУТ в проекции на плоскость ВЭО, $\Omega_0 = \Omega_k = 0$

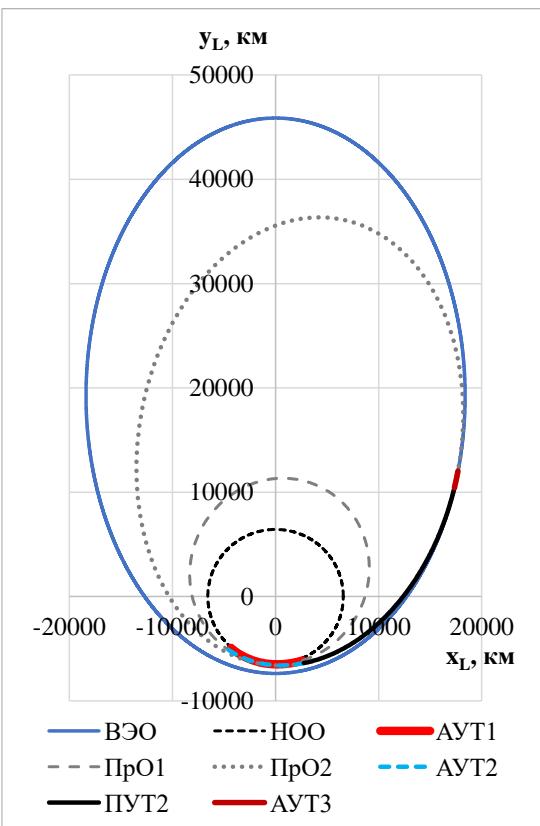


Рисунок 10. Траектория перелета ОБ на ВЭО с тремя АУТ в проекции на плоскость ВЭО, $\Omega_0 = 0$, $\Omega_k = 9,42^\circ$

По результатам оптимизации многовитковых траекторий на примере выведения одноступенчатого ОБ на ВЭО типа «Молния» ($i_k = 63,43^\circ$, $\omega_k = 270,0^\circ$) получена качественная картина, аналогичная выведению на ГСО: по мере

увеличения k происходит насыщение зависимости $\tilde{m}(T)$, с увеличением количества АУТ получаемое значение характеристической скорости манёвра стремится к соответствующему импульсному решению, при этом вклад каждого последующего АУТ в увеличение выводимой массы ОБ убывает. Параметры траекторий перелёта существенно разнятся при решении задачи с закреплённым (Рисунок 9) и незакреплённым (Рисунок 10) значением долготы восходящего узла целевой ВЭО. На рассматриваемых в работе примерах была показана возможность увеличения выводимой на ВЭО массы ОБ на 1,7 – 3,2% за счёт оптимизации разницы долгот восходящего узла начальной и целевой орбит.

Применение разработанной методики к оптимизации траекторий многоступенчатых ОБ показано на трёх актуальных примерах.

На основании проведённого анализа эффективности добавления дополнительных АУТ для схем прямого выведения в зависимости от МЭХ ОБ и интервалов продолжительностей манёвров была предложена модернизация типовой схемы выведения КА на ГСО с применением РБ «Бриз-М», а именно: применение трёх перигейных АУТ вместо двух. Результаты расчётов показали, что увеличение количества перигейных АУТ до трёх позволяет увеличить массу ПГ на 1,7 % по сравнению с типовой схемой. При принятых в расчёте исходных данных полная выработка топлива ДТБ на оптимальных траекториях для обеих схем происходит в апогее переходной к ГСО орбиты.

Произведена оценка предложений по применению для выведения на целевую орбиту связок разгонных блоков на примере перспективного двухступенчатого СВ на основе РБ семейства «ДМ» и РБ «Фрегат». Для принятых исходных данных выигрыш в значении выводимой на ГСО массы составил $\sim 13\%$, что демонстрирует потенциальную перспективность применения многоступенчатых РБ.

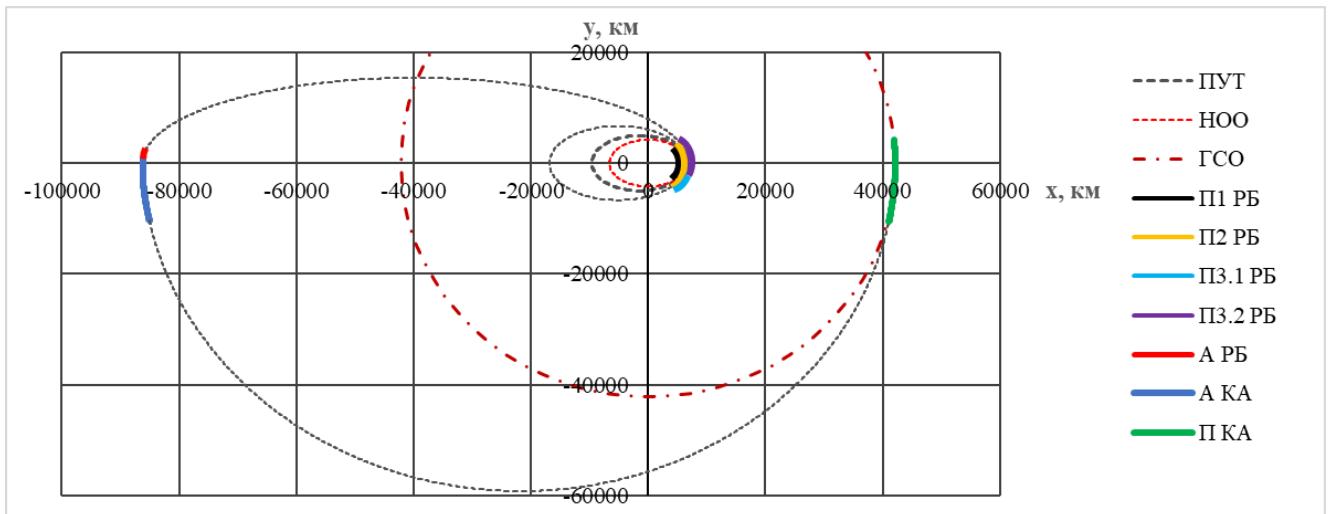


Рисунок 11. Пример оптимальной траектории выведения многоступенчатого ОБ на ГСО для $T = 42$ ч в проекции на плоскость экватора

Работоспособность алгоритма получения оптимальных траекторий биэллиптического типа показана на примере оптимизации траекторий многоступенчатого ОБ, имеющего в своём составе РБ типа «Бриз-М» с отделяемыми топливными баками и ПГ с собственной ХРДУ малой тяги с характеристиками КА «Sirius-FM6». Получены и проанализированы траектории,

отвечающие разным семействам экстремалей – прямых и биэллиптических перелётов, содержащих различное количество перигейных АУТ работы ДУ РБ. На Рисунке 11 представлен пример траектории биэллиптического типа, содержащей три перигейных и один апогейный АУТ, на которых работает ДУ РБ, а также апогейный и перигейный АУТ, отрабатываемые ХРДУ КА после отделения от РБ. Отделение ДТБ производится на третьем перигейном АУТ, продолжительность полёта РБ составляет ~ 19 ч.

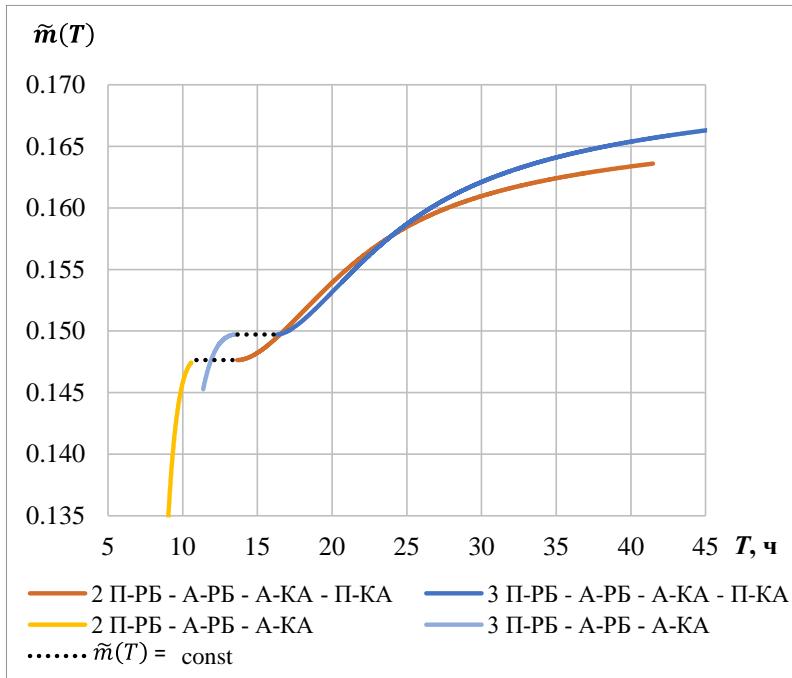


Рисунок 12. Зависимости $\tilde{m}(T)$ для различных схем выводения ОБ на ГСО

последовательности значений радиусов апогея переходной орбиты, при которых решение задачи максимально близко по характеристической скорости к импульсному, для семейств экстремалей $\xi_{n_l-1-1}^3(T)$, $n_l = 1,4$.

Приложение к работе содержит перечень терминов и определений, результаты оценки влияния типа начальной орбиты выведения ОБ на массу ПГ, выводимого на ГСО, алгоритм определения функции импульса при расчете трёхимпульсного межорбитального маневра и результаты определения максимальных конечных масс ОБ на ГСО для различных МЭХ и схем прямого выведения.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

1. Разработанный алгоритм получения многовитковых траекторий выведения КА с применением принципа максимума, отличающийся непрерывностью перехода от экстремалей, содержащих $n_{\text{AУТ}}$ активных участков, к экстремалям, содержащим $n_{\text{AУТ}}+1$ активных участков, обеспечивает регулярность включения в схему перелета дополнительных активных участков. Алгоритм применим как для траекторий прямого и биэллиптического типа выведения на высокоокруговые орбиты, так и для траекторий выведения на произвольные высокоэллиптические орбиты. С применением разработанного алгоритма произведён обширный спектр

На Рисунке 12 представлены зависимости массы КА на ГСО от продолжительности перелёта для схем выведения, имеющих четыре различные структуры. Для схемы с двумя перигейными АУТ увеличение продолжительности перелёта в три раза по сравнению с прямым выведением позволяет увеличить массу КА на целевой орбите на 9,6 %, для схемы с тремя перигейными АУТ – на 10,6 %. В работе также продемонстрированы бифуркация решения задачи при $k \rightarrow \infty$ и существование

расчётов траекторий перелёта одноступенчатых ОБ на ГСО для широких диапазонов изменения массово-энергетических характеристик ОБ ($n_0 \in [0,1; 0,45]$, $I_{уд} \in [330; 470]$ с), что позволило определить области рационального применения схем многовиткового прямого выведения с заданным количеством перигейных АУТ в пространстве МЭХ ОБ на примерах наклонений НОО 50 и 63 град.

2. Полученные результаты оптимизации многовитковых траекторий некомпланаарного выведения ОБ на ВЭО (на примере орбиты типа «Молния») показывают возможность значительного (до 3,2% – в рассматриваемых примерах) увеличения выводимой массы ОБ за счёт оптимизации положения линии узлов целевой орбиты.

3. Исследованные особенности применения комбинированного функционала «масса-время» как для схем «прямого» выведения, так и для схем биэллиптического типа позволяют утверждать об адаптивности данного функционала к конкретному семейству экстремалей. Обнаруженное свойство стремления начальных значений сопряженных переменных, соответствующих прямым и биэллиптическим траекториям перелёта, при $k \rightarrow \infty$ к близким пределам позволило разработать алгоритм получения экстремалей биэллиптического типа.

4. Разработанный алгоритм получения оптимальных траекторий некомпланаарного выведения биэллиптического типа на основе принципа максимума для одно- и многоступенчатых ОБ с ХРД позволяет получить экстремали, принадлежащие множествам $D_{n_I-n_{II}-n_{III}}^3$, в рамках применения классической вычислительной схемы метода стрельбы, т.е. без увеличения размерности краевой задачи принципа максимума. С помощью разработанного алгоритма впервые с применением принципа максимума получено решение задачи сквозной оптимизации для многовитковых траекторий биэллиптического выведения КА на ГСО при использовании РБ с отделяемыми топливными баками и собственной ХРДУ КА.

5. Предложенный алгоритм учёта переходных процессов выхода ХРДУ ОБ на режим и спада тяги при выключении ХРДУ, а также непроизводительных затрат массы ОБ на основе применения условий оптимальности для разрывных систем позволяет показать, что переходные процессы ХРДУ не оказывают существенного влияния на достижимое значение конечной массы ОБ на целевой орбите. При этом непроизводительные затраты массы ОБ являются лимитирующим фактором для последовательности оптимальных процессов, доставляющих экстремум функционалу, поэтому их необходимо учитывать при выборе рациональной схемы выведения КА и оценке энергетических возможностей СВ.

6. Разработано программно-математическое обеспечение расчёта оптимальных траекторий выведения одно- и многоступенчатых орбитальных блоков на высокоэнергетические орбиты на основе принципа максимума, учитывающее разрывы фазовых переменных и управляющих функций, непроизводительные затраты массы СВ и переходные процессы запуска и останова его ДУ, ограничения на расстояния до притягивающего центра. ПМО включает модуль определения начального приближения вектора сопряженных переменных на основе работы с базой данных, сформированной при проведении научного исследования, а также

модуль, реализующий разработанную математическую модель для решения задачи параметрической оптимизации импульсных перелётов между произвольными орбитами.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Кирилюк Е.В., Степанов М.Н. О некоторых особенностях поиска оптимального управления на основе принципа максимума для задачи некомпланарного межорбитального перехода. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. Вып.3. DOI 10.18698/2308-6033-2016-3-1475 (1,4 п.л./0,8 п.л.)
2. Кирилюк Е.В., Корянов В.В., Степанов М.Н. Минимизирующие последовательности траекторий перелета космического аппарата с низкой круговой орбиты на высокоэнергетические орбиты различных типов. // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2017. № 656. С. 74 – 78 (0,3 п.л./0,15 п.л.)
3. Kiriliuk E.V., Zaborsky S.A. Optimal Bi-elliptic transfer between two generic coplanar elliptical orbits // Acta Astronautica. 2017. No. 139. P. 321 – 324. DOI 10.1016/j.actaastro.2017.07.006 (0,3 п.л./0,1 п.л.)
4. Заборский С.А., Кирилюк Е.В. Оптимальный биэллиптический переход между компланарными эллиптическими орбитами. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 5 (65). DOI 10.18698/2308-6033-2017-5-1619 (0,8 п.л./0,3 п.л.).
5. Кирилюк Е.В. Сквозная оптимизация траекторий выведения полезного груза на геостационарную орбиту с применением энергетических возможностей разгонного блока и собственной двигательной установки космического аппарата. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. Вып. 2 (122). DOI 10.18698/2308-6033-2022-2-2155 (1,3 п.л.).
6. Кирилюк Е.В., Степанов М.Н. Особенности применения комбинированного функционала «масса-время» при решении задачи оптимизации многовиткового выведения космического аппарата на высокоэнергетическую орбиту. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. Вып. 3 (123). DOI 10.18698/2308-6033-2022-3-2164 (1,1 п.л./0,65 п.л.).
7. Кирилюк Е.В., Степанов М.Н. Сквозная оптимизация траекторий перелёта многоступенчатого орбитального блока с низкой опорной орбиты на геостационарную. // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2022. № 683. С. 214 – 224 (0,6 п.л./0,4 п.л.).