



Государственная корпорация  
по космической деятельности "Роскосмос"



Акционерное общество  
"Центральный научно-исследовательский институт  
машиностроения" (АО "ЦНИИмаш")

ул. Пионерская, д. 4, корп. 22  
г.о. Королёв,  
Московская область, 141070

Тел.: +7 (495) 513 5951  
Факс: +7 (495) 512 2100

e-mail: corp@tsniimash.ru  
http://www.tsniimash.ru

ОГРН 1195081054310  
ИНН/КПП 5018200994/501801001

12.08.2026 исх. № 09001-985

На № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_

Председателю диссертационного совета  
24.2.327.03,  
созданного на базе ФГАОУ ВО  
«Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский  
университет)»  
доктору технических наук, профессору  
В.В. Малышеву

125993, г. Москва,  
Волоколамское шоссе, д. 4

Уважаемый Вениамин Васильевич!

Высылаю в Ваш адрес отзыв официального оппонента о диссертации Шевченко Виктории Витальевны на тему «Оптимизация сложных схем межпланетного перелёта КА с комбинированной двигательной установкой», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Приложение: «Отзыв ...» в 2-х экз. на 7 л. каждый

Главный ученый секретарь

С уважением,

В.Ю. Ключников

ОТДЕЛ КОРРЕСПОНДЕНЦИИ  
И КОНТРОЛЯ ИСПОЛНЕНИЯ  
ДОКУМЕНТОВ МАИ

«27» 08 2026 г.



Государственная корпорация  
по космической деятельности "Роскосмос"



Акционерное общество  
"Центральный научно-исследовательский институт  
машиностроения" (АО "ЦНИИмаш")

ул. Пионерская, д. 4, корп. 22  
г.о. Королёв,  
Московская область, 141070

Тел.: +7 (495) 513 5951  
Факс: +7 (495) 512 2100

e-mail: corp@tsnimash.ru  
http://www.tsnimash.ru

ОГРН 1195081054310  
ИНН / КПП 5018200994 / 501801001

22.08.2026 исх. № 09001-985

На № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_

Экз. № 1

## ОТЗЫВ

официального оппонента о диссертации Шевченко Виктории Витальевны  
**«Оптимизация сложных схем межпланетного перелёта КА с  
комбинированной двигательной установкой»,**  
представленной в диссертационный совет 24.2.327.03 при Федеральном  
государственном автономном образовательном учреждении высшего  
образования «Московский авиационный институт (национальный  
исследовательский университет)» на соискание ученой степени кандидата  
технических наук по специальности 2.5.16 – Динамика, баллистика,  
управление движением летательных аппаратов

### Актуальность темы диссертации

Диссертационная работа В.В. Шевченко посвящена разработке математических моделей и численных методов для оптимизации сложных межпланетных траекторий космических аппаратов с комбинированной двигательной установкой, включающих последовательность гравитационных манёвров. Тема работы является безусловно актуальной, что обусловлено несколькими факторами.

Во-первых, современные перспективные миссии, в частности, по исследованию и изучению полярных областей Солнца, требуют выведения космического аппарата (КА) на гелиоцентрические орбиты с большим наклоном к плоскости солнечного экватора. Достижение таких орбит с помощью традиционных химических ракетных двигательных установок сопряжено с огромными энергетическими затратами. Использование же гравитационных манёвров у планет земной группы, в первую очередь у Венеры, и электроракетных двигателей позволяет существенно снизить массу топлива и увеличить массу полезной нагрузки.

Во-вторых, задача оптимизации траекторий с несколькими гравитационными манёврами и участками работы двигателя малой тяги является чрезвычайно сложной с вычислительной точки зрения. Она характеризуется многоэкстремальностью, высокой размерностью и необходимостью учёта большого числа ограничений. Поэтому разработка

ОТДЕЛ КОРРЕСПОНДЕНЦИИ  
И КОНТРОЛЯ ИСПОЛНЕНИЯ  
ДОКУМЕНТОВ МАИ

«22» 08 2026 г.

формализованных подходов и эффективных алгоритмов для решения таких задач является важной научной задачей.

В-третьих, в работе исследуется перспективная баллистическая схема с использованием так называемых  $\pi$ -резонансных гравитационных манёвров. Данный класс манёвров позволяет осуществлять встречи с планетой в противоположных точках её орбиты, что расширяет возможности по изменению параметров гелиоцентрической орбиты КА и потенциально сокращает время выполнения миссии. Тематика находится в русле современных мировых трендов в области астродинамики и проектирования космических миссий, что подтверждается ссылками на результаты миссий «Parker Solar Probe», «Solar Orbiter» и отечественного проекта «Интергелиозонд».

### **Степень обоснованности научных положений, выводов и рекомендаций**

Все научные положения, выводы и рекомендации, сформулированные в диссертации, являются обоснованными. Это достигается за счёт строгой и корректной математической постановки задачи, использования аппарата принципа максимума Понтрягина для вывода условий оптимальности и применения численных методов высокой точности для решения краевых задач.

Автор последовательно строит математическую модель движения КА на всех этапах перелёта: от геоцентрического участка разгона с помощью разгонного блока до гелиоцентрических участков с работой электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) и пассивных участков, включая гравитационные манёвры. Важно отметить, что модель включает не только уравнения движения, но и полный набор условий трансверсальности в точках гравитационных манёвров и на конечной орбите с фиксированным наклоном, что позволяет свести задачу к замкнутой многоточечной краевой задаче. Такой подход гарантирует, что полученное решение действительно является оптимальным (по крайней мере, локально) в рамках принятых допущений.

Выводы о возможности существенного сокращения времени перелёта (с 5 до 3,5 лет) при использовании  $\pi$ -резонансного манёвра являются обоснованными, так как они подтверждены результатами численного решения сформулированной краевой задачи и сравнительным анализом двух траекторий.

### **Достоверность и новизна полученных результатов**

**Достоверность** полученных результатов не вызывает сомнений. Она обеспечивается:

- использованием строгого математического аппарата (принципа максимума Понтрягина, методов теории оптимального управления);
- применением апробированных и высокоточных численных методов (метод Рунге-Кутты 8-го порядка для интегрирования, гибридный метод Пауэлла для решения систем нелинейных уравнений, эволюционная стратегия CMA-ES для поиска начального приближения);
- сравнением результатов, полученных с использованием различных программных средств (Fortran и MathCad);
- сопоставлением полученных результатов с опубликованными данными других авторов (например, по проекту «Интергелиозонд»), что подтверждает их физическую непротиворечивость.

**Научная новизна** работы заключается в следующем:

1. Разработана новая постановка задачи сквозной оптимизации траектории межпланетного перелёта КА с комбинированной двигательной установкой и последовательностью гравитационных манёвров. В отличие от ранее опубликованных работ, автором предлагается оптимизировать величины и направления гиперболических избытков скоростей, а не считать их заданными.
2. Впервые получен полный набор условий оптимальности для данной задачи, включая условия трансверсальности для конечной орбиты с фиксированным наклоном, что позволяет корректно «замкнуть» многоточечную краевую задачу высокого порядка ( $9N+10$ ).
3. Предложен и формализован подход к включению в схему перелёта  $\pi$ -резонансных гравитационных манёвров. Разработан алгоритм определения их параметров на основе решения задачи Ламберта, что является нетривиальным обобщением классического анализа резонансных орбит.
4. Проведён качественный анализ оптимальных траекторий, демонстрирующий преимущества использования  $\pi$ -резонансных манёвров для сокращения времени выведения на целевую орбиту.

### **Теоретическая и практическая значимость полученных результатов**

**Теоретическая значимость** работы состоит в развитии методов оптимизации сложных межпланетных траекторий. Разработанные математические модели и алгоритм сквозной оптимизации могут быть использованы для баллистического проектирования широкого класса космических миссий, включающих не только солнечные зонды, но и КА для полетов к другим планетам. Введение в анализ  $\pi$ -резонансных орбит обогащает теорию гравитационных манёвров и расширяет пространство поиска оптимальных решений.

**Практическая значимость** подтверждается тем, что:

- разработанное программное обеспечение (на базе Fortran) может быть использовано в организациях ракетно-космической отрасли (например, РКК

«Энергия», НПО им. Лавочкина, ИКИ РАН) для проектно-баллистического анализа перспективных миссий;

- полученные оценки массы полезной нагрузки (конечная масса КА ~1605 кг) и времени перелёта (до 5 лет) для проекта «Интергелиозонд» являются важными исходными данными для системного проектирования миссий;

- доказана практическая целесообразность использования  $\pi$ -резонансных гравитационных манёвров, что даёт проектантам эффективный инструмент для сокращения времени выполнения миссий без существенного снижения массы полезного груза.

### Оценка содержания диссертации

Диссертация представляет собой завершённое научное исследование. Структура работы логична и последовательна. Общий объём диссертации (153 страницы) является достаточным для раскрытия темы.

**В первой главе** дан обзор существующих космических проектов по исследованию Солнца, сформулирована транспортная задача, описана анализируемая схема выведения и используемая космическая система (РН «Союз-2.1б», РБ «Фрегат», ЭРДУ «СПД-140Д»). Глава хорошо выполняет свою вводную функцию, чётко позиционируя работу в контексте известных решений.

**Вторая глава** является основной с точки зрения математического аппарата. В ней подробно описаны все модели движения: геоцентрический разгон, гелиоцентрический перелёт с малой тягой, пассивные участки (с применением канонических преобразований), а также три типа гравитационных манёвров (целочисленные резонансные,  $\pi$ -резонансные и околорезонансные). Особого внимания заслуживает подробное описание алгоритмов поиска параметров манёвров с использованием изолиний, что делает результаты воспроизводимыми. Глава написана на высоком профессиональном уровне.

**Третья глава** содержит формальную постановку задачи сквозной оптимизации. Автор чётко выделяет независимые параметры ( $9N+10$ ) и формулирует для них соответствующее количество краевых условий. Это важная часть работы, демонстрирующая системный подход и позволяющая перевести оптимизационную задачу в разряд корректно поставленных краевых задач.

**Четвёртая глава** посвящена численным экспериментам. В ней последовательно решается вспомогательная задача для поиска начального приближения, а затем – полная задача сквозной оптимизации для двух маршрутов: с целыми резонансами и с включением  $\pi$ -резонанса. Результаты представлены в виде таблиц и графиков, что делает их наглядными. Проведён качественный сравнительный анализ, наглядно показывающий преимущества  $\pi$ -резонансной схемы по времени перелёта. Получена важная практическая

оценка – конечная масса КА 1601,86 кг при времени перелёта 3,493 года для второго маршрута.

**Заключение** подводит итоги работы и содержит все необходимые выводы, соответствующие поставленным задачам.

Автореферат полностью соответствует содержанию диссертации и отражает основные положения, выносимые на защиту.

**К достоинствам диссертационной работы относятся:**

1. Строгая и полная математическая постановка задачи оптимизации, основанная на принципе максимума.
2. Разработка оригинальных алгоритмов для поиска параметров  $\pi$ -резонансных и окологрезонансных манёвров.
3. Получение важных практических результатов, демонстрирующих эффективность предложенных схем.
4. Чёткая структура работы и качественное оформление, включая большое количество иллюстраций и таблиц.

**Вместе с тем, на мой взгляд, представленная диссертационная работа имеет ряд недостатков:**

1. В работе рассмотрен лишь один вариант комбинированной двигательной установки (ХРБ «Фрегат» + ЭРДУ «СПД-140Д»). Было бы интересно оценить, как изменились бы результаты при использовании других разгонных блоков (например, «Бриз-М») или электроракетных двигателей с другими характеристиками (большей мощностью или удельным импульсом). Однако это не снижает ценности работы, так как цель была в разработке методологии, а не в исчерпывающем параметрическом исследовании.

2. В работе принято допущение о грависферах нулевой протяжённости. Хотя автор упоминает об учёте возмущений через точные эфемериды, но для моделирования гравитационного манёвра это допущение остаётся. Было бы интересно оценить погрешность, которую оно вносит по сравнению с полным интегрированием в рамках задачи N-тел. Однако, как показывает практика, для проектно-баллистического анализа на начальных этапах это допущение является общепринятым и даёт хорошие результаты.

3. В разделе 2.3 (стр. 44) автор прямо указывает, что не анализировала случай особого управления (когда функция переключения  $\psi(t) = 0$  на протяжении некоторого интервала времени). Это оправдано тем, что двигатель считается нерегулируемым (может быть только включен/выключен), но в теории оптимального управления особые режимы могут возникать и для релейных систем. Отказ от их анализа формально оставляет пробел в строгости доказательства глобальной оптимальности (хотя для инженерных задач это распространенная практика).

4. В выводе условия оптимальности для даты гравитационного манёвра (формула 78 на стр. 82) автор пренебрегает векторной разностью ускорений КА и планеты, считая её малой величиной. Это допущение может

быть не вполне корректным для манёвров у Венеры (где гравитационное возмущение от Солнца ощутимо), хотя и следует общепринятой практике. Более строгий подход потребовал бы учета этих членов, что усложнило бы краевую задачу.

5. В работе детально исследованы схемы с 5-ю гравитационными манёврами (1 у Земли + 4 у Венеры). Однако не показано, как меняется конечная масса или время перелёта при увеличении или уменьшении числа манёвров ( $N$ ). Неясно, является ли  $N=5$  оптимальным с точки зрения компромисса "масса-время", или же использование 6 или 7 манёвров позволило бы ещё улучшить результат (например, более существенно уменьшить перигелий). В тексте говорится, что "количество гравитационных манёвров  $N$  является выбираемым параметром" (стр. 91), но в численных результатах этот параметр был жёстко зафиксирован.

6. Целевое наклонение жёстко задано как  $30^\circ$  к плоскости солнечного экватора. В работе не проводится параметрическое исследование того, как меняется масса КА и время полёта при других значениях наклонения (например,  $25^\circ$  или  $35^\circ$ ). Такой анализ мог бы дать проектантам более гибкий инструмент для выбора компромиссных решений.

7. Автор приходит к выводу, что резонанс 0.5: 0.5 (пол-оборота КА и пол-оборота Венеры) невозможно реализовать из-за малого эксцентриситета орбиты Венеры (стр. 122). Однако этот вывод является следствием анализа только для конкретной даты подлёта и конкретной величины гиперболической скорости. В работе не показано, можно ли теоретически реализовать этот резонанс при других фазах орбиты Венеры или при других величинах  $V_\infty$ . Это ограничивает общность вывода о невозможности данного манёвра.

Все перечисленные замечания являются уточняющими, характерными для диссертаций, посвященных сложным вычислительным задачам, в которых, из-за ограниченного объёма работы, автор вынужден делать определённые допущения, чтобы получить замкнутое решение. Указанные замечания не ставят под сомнение полученные результаты и не влияют на общую положительную оценку работы. Главный результат, достигнутый автором, — создание работоспособного алгоритма и доказательство эффективности  $\pi$ -резонансного манёвра — остаётся неоспоримым.

## Заключение

Диссертационная работа Шевченко Виктории Витальевны является законченной научно-квалификационной работой, в которой содержится решение актуальной задачи, имеющей важное значение для развития теории оптимизации межпланетных траекторий и проектирования космических аппаратов.

Работа соответствует паспорту специальности 2.5.16 — «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов», так как результаты относятся к разработке и исследованию методов оптимизации

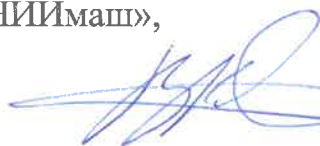
баллистических схем и траекторий движения летательных аппаратов в космическом пространстве.

Научная новизна, достоверность и практическая значимость полученных результатов не вызывают сомнений. Основные результаты опубликованы в ведущих рецензируемых журналах, входящих в перечень ВАК и базу Scopus, и апробированы на всероссийских и международных конференциях. Автореферат адекватно отражает содержание диссертации.

Диссертационная работа полностью удовлетворяет требованиям пп. 9-14 «Положения о присуждении учёных степеней», утверждённого постановлением Правительства Российской Федерации № 842 от 24 сентября 2013 г. (в действующей редакции), предъявляемым к кандидатским диссертациям, а её автор, Шевченко Виктория Витальевна, заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

Официальный оппонент

Главный ученый секретарь АО «ЦНИИмаш»,  
доктор технических наук,  
старший научный сотрудник  
(e-mail: klyushnikovvy@tsniimash.ru)



В.Ю.Клюшников

Подпись Клюшникова Валерия Юрьевича заверяю

Заместитель генерального директора АО «ЦНИИмаш»  
доктор технических наук, профессор



М.М.Пеньков

*С. отрывки  
27.08.2025 г.  
от Катюши  
Решет-Шевченко 12.12/*