ИКИ

ИНСТИТУТ
КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ
РАН

НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ОСВОЕНИЯ РЕСУРСОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

ПРЕДСТАВИТЕЛЬСТВО «ИНТЕРКОСМОС»
ТАРУСА, КАЛУЖСКАЯ ОБЛАСТЬ

8–11 сентября 2026 года

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

Под редакцией Л. М. Зеленого

СЕРИЯ «МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА»

МОСКВА
ИКИ РАН
2026

УДК 629.78(063.3)
ББК 39.62я43
П27

ISSN 2075-6836

Рецензент: директор НИИ ПМЭ МАИ,
член-корр. РАН, д-р техн. наук *В. Г. Петухов*

П27 **Перспективные технологии освоения ресурсов космического пространства:** сборник тезисов Научно-практической конференции (г. Таруса Калужской обл., 8–11 сентября 2026 года). Под ред. Л. М. Зеленого. Серия «Механика, управление и информатика». — М.: ИКИ РАН, 2026. — 80 с. DOI: 10.21046/SPAREXT-2026

В сборник включены программа, тезисы докладов и резолюция научно-практической конференции «Перспективные технологии освоения ресурсов космического пространства», проходившей с 8 по 11 сентября 2026 г. в представительстве «Интеркосмос» (г. Таруса Калужской обл.). Организатор — Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН). В работе конференции приняли участие специалисты академических и вузовских научных центров, предприятий ракетно-космической отрасли. В контексте разработки методов и технологий добычи внеземных ресурсов были рассмотрены доклады по следующим направлениям:

- небесная механика и баллистическое обеспечение многоцелевых миссий;
- проектирование объектов лунной инфраструктуры и окололунного пространства в целях проведения научных исследований, а также разведки и добычи редкоземельных материалов;
- баллистические схемы исследовательских миссий к Венере, Марсу и малым небесным телам;
- мониторинг околоземного пространства и вопросы планетарной защиты;
- применение методов искусственного интеллекта, машинного обучения и анализа данных в космических исследованиях.

Для научных работников, инженеров, аспирантов и специалистов в области небесной механики, ракетно-космической техники и исследований космического пространства.

П27

DOI: 10.21046/SPAREXT-2026
ISBN 978-5-00015-085-6

Серия «МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА»

© Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), 2026

ПРЕДИСЛОВИЕ

Институт космических исследований Российской академии наук проводил с 8 по 11 сентября 2026 года в Представительстве «Интеркосмос» (г. Таруса Калужской обл.) научно-практическую конференцию «Перспективные технологии освоения ресурсов космического пространства». В конференции приняли участие более 40 профильных специалистов — сотрудников научных и производственных организаций космической отрасли.

Тематика конференции:

- Обсуждение и формирование подходов к созданию отечественных технологий добычи и использования космических ресурсов, в том числе в контексте проблем астероидно-кометной опасности, техногенного загрязнения космического пространства.
- Теоретические и прикладные аспекты проектирования межпланетных перелётов миссий по исследованию и добыче ресурсов космических объектов, включая методы построения и оптимизации траекторий сложных многоцелевых миссий, анализ и применение моделей динамики движения космических аппаратов в системах трёх и более тел.
- Вопросы анализа и обработки данных, определения параметров движения и физических характеристик космических объектов, а также восстановления их рельефа по измерительной информации и применения в этих задачах методов искусственного интеллекта, анализа больших объёмов данных.

Цели конференции:

- обмен опытом в области разработки космических технологий;
- формирование научного и технологического фундамента разработки перспективных отечественных миссий по исследованию и использованию ресурсов космического пространства;
- выработка конкретных предложений по организации научных исследований и созданию технологий разработки ресурсов космических тел.

Программный комитет:

Л. М. Зеленый (ИКИ РАН) — сопредседатель
Б. М. Шустов (ИНАСАН) — сопредседатель
Н. А. Эйсмонт (ИКИ РАН) — заместитель председателя
Р. Ф. Муртазин (РКК «Энергия»)
В. Г. Лаврентьев (АО «ЦНИИмаш»)
А. В. Погодин (АО «НПО Лавочкина»)
В. В. Ивашкин (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН)
М. Ю. Овчинников (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН)
Д. А. Тучин (ИПМ им. М. В. Келдыша РАН)

Организационный комитет:

В. А. Зубко (ИКИ РАН) — председатель
К. С. Федяев (ИКИ РАН) — заместитель председателя
О. С. Черненко (ИКИ РАН) — секретарь
А. А. Беляев (ИКИ РАН)
М. В. Пупков (ИКИ РАН)
П. С. Шеверда (ИКИ РАН)

Контакты:

e-mail: ptor2026@cosmos.ru, mci@cosmos.ru
https://mci.cosmos.ru/tarusa/ptor-2026

ПРОГРАММА КОНФЕРЕНЦИИ

ВТОРНИК 8 СЕНТЯБРЯ

10:00 Отъезд автобусом от ИКИ РАН

13:00 Прибытие в Представительство «Интеркосмос», расселение по номерам

14:00 Обед

15:00 ПЛЕНАРНАЯ СЕКЦИЯ

Председатель: Лев Матвеевич ЗЕЛЕНЫЙ

15:00 **Зеленый Лев Матвеевич**
академик РАН, научный руководитель (*ИКИ РАН*)
Российская лунная программа: от исследований к освоению (с. 18)

15:45 **Шустов Борис Михайлович**
академик РАН, научный руководитель (*Ин-т астрономии РАН*)
Астероиды как ресурс на будущее (с. 20)

16:30 Перерыв (чай, кофе)

16:50 ПЛЕНАРНАЯ СЕКЦИЯ (ПРОДОЛЖЕНИЕ)

Председатель: Борис Михайлович ШУСТОВ

16:50 **Муртазин Рафаил Фарвазович**
д-р техн. наук, начальник отдела космической баллистики (*ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва»*)
Медианная окололунная орбита: стартовая площадка для исследования космического пространства (с. 21)

ВТОРНИК 8 СЕНТЯБРЯ

17:35 СЕКЦИЯ 1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НЕБЕСНОЙ МЕХАНИКИ

Председатель: Борис Михайлович ШУСТОВ

17:35 **Грушевский Алексей Васильевич**
д-р физ.-мат. наук, гл. научн. сотр. (*ИПМ им. М. В. Келдыша РАН*)
О расширенном использовании диаграмм Тиссерана-Пуанкаре для баллистического проектирования межпланетных перелетов
(*А. В. Грушевский, А. Г. Тучин*) (с. 23)

18:00 **Иванюхин Алексей Викторович**
канд. техн. наук, научн. сотр. (*НИИ ПМЭ МАИ*)
Метод Охоцимского-Егорова для решения задачи Эйлера-Ламберта
(*В. В. Ивашкин, А. В. Иванюхин*) (с. 24)

18:25 **Медведев Сергей Юрьевич**
инженер отдела баллистического обеспечения (*АО «Новый Старт»*)
Применение эволюционного метода с адаптацией ковариационной матрицы для решения задачи расчета маневров космических аппаратов (с. 26)

19:00 Торжественный ужин

СРЕДА 9 СЕНТЯБРЯ

09:00 Завтрак

10:00 СЕКЦИЯ 2. ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТ

Председатель: Вячеслав Васильевич ИВАШКИН

10:00 **Овчинников Михаил Юрьевич**
д-р физ.-мат. наук, гл. науч. сотр. (*ИПМ им. М. В. Келдыша РАН*)
Баллистические аспекты проектирования миссий к Луне и планетам земной группы на базе универсальной межпланетной малой платформы
(*М. Ю. Овчинников, М. Г. Широбоков, К. Р. Корнеев*) (с. 27)

10:30 **Широбоков Максим Геннадьевич**
канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр. (*ИПМ им. М. В. Келдыша РАН*)
Баллистическое проектирование миссии малого космического аппарата «Атлас» для картографирования Луны
(*М. Г. Широбоков, М. Ю. Овчинников*) (с. 29)

11:00 **Петухов Олег Александрович,** *инженер* (*АО «ЦНИИмаш»*)
Анализ моделей движения космических аппаратов по некоторым типовым окололунным орбитам в предстоящих проектах
(*М. В. Ковалева, Ю. Ф. Колюка, К. А. Липский, О. А. Петухов*) (с. 30)

11:30 **Худорожков Павел Александрович**
вед. математик (*АО «НПО Лавочкина»*)
Возможности Российской Федерации по доставке космических аппаратов на орбиту и на поверхность Луны
(*П. А. Худорожков, М. Л. Филиппов, Л. С. Котов*) (с. 32)

12:00 Перерыв (чай, кофе)

12:20 СЕКЦИЯ 2. ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТ (ПРОДОЛЖЕНИЕ)

Председатель: Михаил Юрьевич ОВЧИННИКОВ

12:20 **Аксенов Сергей Алексеевич**
д-р техн. наук, начальник отдела исследований и разработок (*НИУ ВШЭ, ИКИ РАН*)
Построение низкоэнергетических траекторий выведения космического аппарата на полярные орбиты искусственного спутника Луны
(*С. А. Аксенов, С. А. Бобер*) (с. 33)

12:50 **Гордиенко Евгений Сергеевич**
канд. техн. наук, вед. математик (*АО «НПО Лавочкина»*)
Расчет особого класса траекторий для снижения затрат характеристической скорости космического аппарата при выходе на орбиту искусственного спутника Луны
(*Е. С. Гордиенко, А. С. Овчарова*) (с. 35)

13:20 **Беляева Екатерина Константиновна**
канд. техн. наук, вед. науч. сотр. (*ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва»*)
Использование грависферного эффекта для оптимизации перелетов к лунной орбитальной станции
(*Е. К. Беляева, Р. Ф. Муртазин, Ю. В. Супрунов*) (с. 37)

14:00 Обед

СРЕДА 9 СЕНТЯБРЯ

15:00 СЕКЦИЯ 3. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ МИССИЙ К ВЕНЕРЕ И ТРАНСНЕПТУНОВЫМ ОБЪЕКТАМ

Председатель: Алексей Васильевич ГРУШЕВСКИЙ

15:00 **Сидоренко Владислав Викторович**
д-р физ.-мат. наук, вед. науч. сотр. (*ИПМ им. М. В. Келдыша РАН*)
О популяции астероидов, находящихся в коорбитальном движении с Венерой (с. 39)

15:30 **Степанов Егор Максимович**
математик (*АО «НПО Лавочкина»*)
О баллистическом проектировании межпланетного полета на Венеру
(*Е. М. Степанов, М. Л. Филиппов*) (с. 40)

16:00 **Зубко Владислав Александрович**
канд. техн. наук, науч. сотр. (*ИКИ РАН*)
Методика безымпульсных облетов астероидов при движении по резонансным орбитам (с. 42)

16:20 **Симонов Александр Владимирович**
канд. техн. наук, зам. начальника отдела баллистического обеспечения (*АО «Новый Старт»*)
Анализ траекторий полёта к межзвездным объектам для их исследований с пролётных траекторий
(*А. В. Симонов, А. В. Косенкова*) (с. 43)

16:50 **Зубко Владислав Александрович**
канд. техн. наук, науч. сотр. (*ИКИ РАН*)
Баллистический анализ низкоэнергетических траекторий перелетов к экстремальным транснептуновым объектам как основы перспективных миссий по изучению ресурсного потенциала внешней Солнечной системы (с. 44)

17:10 Перерыв (чай, кофе)

17:40 СЕКЦИЯ 4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОГРАНИЧЕННЫХ ОРБИТ В ОКРЕСТНОСТЯХ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ

Председатель: Владислав Викторович СИДОРЕНКО

17:40 **Липский Кирилл Алексеевич**
инженер (*АО «ЦНИИмаш»*)
Алгоритм расчета параметров маневра для удержания космического аппарата в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце-Земля с использованием метода управляемого случайного поиска с локальными мутациями
(*К. А. Липский, В. Г. Лаврентьев*) (с. 46)

18:05 **Бажан Денис Иванович**
лаборант (*ИКИ РАН*)
Проектирование траекторий перелёта на орбиты вокруг точки либрации L_5 системы Солнце-Земля
(*Д. И. Бажан, К. С. Суслов*) (с. 48)

18:30 **Гафурова Даниэлла Рафиковна**
преподаватель (*НИУ ВШЭ*)
Разработка численных методов для расчета периодических орбит около точек либрации в круговой ограниченной задаче трех тел и интерактивного сервиса для поиска, анализа и визуализации информации об орбитах
(*Д. Р. Гафурова, С. А. Аксенов*) (с. 49)

18:55 **Юраков Назар Геннадьевич**
студент (*НИУ ВШЭ*)
Моделирование и анализ условий радиовидимости космических аппаратов на гало-орбитах около точек либрации L_1 и L_2 системы Солнце–Земля
(*Н. Г. Юраков, Д. Р. Гафурова, С. А. Аксенов*) (с. 50)

19:30 Ужин

ЧЕТВЕРГ 10 СЕНТЯБРЯ

09:00 Завтрак

10:00 СЕКЦИЯ 5. ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ И МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ В ИССЛЕДОВАНИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА
Председатель: Михаил Викторович АЛТАЙСКИЙ

10:00 **Алтайский Михаил Викторович**
д-р физ.-мат. наук, вед. науч. сотр. (*ИКИ РАН*)
Квантовые резервуарные нейронные сети на основе пространств, свободных от декогеренции
(*В. В. Акшей, М. В. Алтайский, Н. Е. Капуткина*) (с. 52)

10:30 **Мещеряков Александр Валерьевич**
канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр. (*ИКИ РАН*)
Развитие моделей глубокого обучения для анализа астрофизических обзоров всего неба и мультиспектральных данных спутникового мониторинга Земли (с. 53)

11:00 **Пупков Максим Владимирович**
мл. научн. сотр. (*ИКИ РАН*)
Восстановление трехмерного рельефа Луны по сгенерированным спутниковым данным с использованием глубоких нейронных сетей
(*М. В. Пупков, А. В. Просветов, А. В. Говоров, А. В. Андреев, В. Н. Назаров*) (с. 54)

11:30 **Пятко Лев Андреевич**
студент (*НИУ ВШЭ*)
Применение искусственных нейронных сетей для задач расчета квазипериодических орбит вокруг коллинеарных точек либрации
(*Л. А. Пятко, С. А. Аксенов*) (с. 55)

12:00 Перерыв (чай, кофе)

ЧЕТВЕРГ 10 СЕНТЯБРЯ

12:20 СЕКЦИЯ 6. МОНИТОРИНГ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА И ПЛАНЕТАРНАЯ ЗАЩИТА

Председатель: Рафаил Фарвазович МУРТАЗИН

12:20 **Пупков Максим Владимирович**
мл. научн. сотр. (*ИКИ РАН*)
Методики расчета траекторий перелетов к сближающимся с Землей астероидам из окрестностей точек либрации системы Солнце-Земля (с. 57)

12:50 **Беляев Андрей Алексеевич**
канд. техн. наук, мл. научн. сотр. (*МГТУ им. Н. Э. Баумана, ИКИ РАН*)
Методика выбора параметров баллистического построения космической системы мониторинга околоземного космического пространства (с. 59)

13:20 **Бечаснов Павел Михайлович**
канд. техн. наук, доцент (*МГТУ им. Н. Э. Баумана*)
Автономный электродинамический трос как средство борьбы с радиационным и метеороидно-техногенным засорением околоземного космического пространства (с. 60)

13:40 **Черненко Ольга Сергеевна**
аспирант (*ИКИ РАН*)
Сценарии применения малых околоземных астероидов в задачах планетарной защиты
(*О. С. Черненко, Н. А. Эйсмонт, В. А. Зубко, М. В. Пупков*) (с. 61)

14:00 Обед

ЧЕТВЕРГ 10 СЕНТЯБРЯ

15:00 СЕКЦИЯ 7. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ СХЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЙ МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

Председатель: Виктор Григорьевич ЛАВРЕНТЬЕВ

15:00 **Суханов Александр Александрович**
канд. физ.-мат. наук, вед. науч. сотр. (*ИКИ РАН*)
О малобюджетной миссии по исследованию большого числа астероидов с пролётных траекторий (с. 63)

15:30 **Суханов Александр Александрович**
канд. физ.-мат. наук, вед. науч. сотр. (*ИКИ РАН*)
Определение массы астероида с пролётной траектории (с. 64)

15:50 **Иванюхин Алексей Викторович**
канд. техн. наук, научн. сотр. (*НИИ ПМЭ МАИ*)
Низкоэнергетический перелет к Апофису во время его сближения с Землёй (с. 65)

16:15 **Черненко Ольга Сергеевна**
аспирант (*ИКИ РАН*)
Баллистическое проектирование возврата малогабаритной капсулы с образцами грунта с поверхности небесного тела
(*О. С. Черненко, Н. А. Эйсмонт, В. А. Зубко*) (с. 66)

16:40 Перерыв (чай, кофе)

17:00 Прогулка по Тарусе

20:00 Ужин

ПЯТНИЦА 11 СЕНТЯБРЯ

09:00 Завтрак

10:00 СЕКЦИЯ 8. ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ИНФРАСТРУКТУРЫ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ КОСМИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ
Председатель: Сергей Алексеевич АКСЕНОВ

10:00 **Суровяткина Елена Дмитриевна**
д-р физ.-мат. наук, вед. научн. сотр. (*ИКИ РАН*)
Ускорение установившегося состояния: инновационные стратегии мониторинга и сокращения времени перехода (с. 68)

10:40 **Бечаснов Павел Михайлович**
канд. техн. наук, доцент (МГТУ им. Н. Э. Баумана)
Транспортная инфраструктура на основе неракетных способов ускорения грузов (с. 69)

11:00 **Кравченко Даниил Максимович,** *инженер* (*АО ГНЦ «Центр Келдыша»*)
Твердотельный двигатель для малого космического аппарата
(*Д. М. Кравченко, А. Ш. Козаев, С. С. Ткачев, С. А. Шестаков*) (с. 71)

11:20 **Полякова Татьяна Викторовна**
программист, ст. преподаватель (*ИКИ РАН, МГТУ им. Н. Э. Баумана*)
Основные подходы к моделированию бортового передатчика научной телеметрической информации
(*Т. В. Полякова, А. С. Косов*) (с. 72)

11:40 **Бечаснов Павел Михайлович**
канд. техн. наук, доцент (*МГТУ им. Н. Э. Баумана*)
Концепция многоразовой тросовой транспортной системы как базового элемента инфраструктуры освоения космических ресурсов
(*К. Э. Ризаев, П. М. Бечаснов*) (с. 73)

12:00 Перерыв (чай, кофе)

ПЯТНИЦА 11 СЕНТЯБРЯ

12:20 СЕКЦИЯ 9: КРУГЛЫЙ СТОЛ. НАУЧНЫЕ ЦЕЛИ, КЛЮЧЕВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ СХЕМЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МИССИЙ ПО РАЗРАБОТКЕ РЕСУРСОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА
Председатель: *Лев Матвеевич ЗЕЛЕНЫЙ*

13:50 Закрытие конференции

14:00 Обед

15:00 Отъезд участников в Москву

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

ПЛЕНАРНАЯ СЕКЦИЯ

РОССИЙСКАЯ ЛУННАЯ ПРОГРАММА: ОТ ИССЛЕДОВАНИЙ К ОСВОЕНИЮ

Л. М. Зеленый

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
lzelenyi@cosmos.ru

Ключевые слова: лунная программа, экспедиция к Луне, освоение ресурсов, «Луна-27 А/В», робототехника

На новом этапе освоения Луны, начавшемся в XXI веке, Россия первой в 2010-ые годы сформулировала четкую и обоснованную программу приоритетного освоения полярных регионов Луны, но, к сожалению, «засиделась на старте» — пропустив вперед не только китайских и индийских, но и южнокорейских специалистов, успешно исследовавших Луну и с орбиты, и на поверхности. Российские лунные планы, действующие сегодня, фактически с существенной задержкой повторяют шаги, уже сделанные другими, выше перечисленными странами.

Очень важно, что Российская академия наук настояла на двойной экспедиции «Луна-27 А/В» и к северному, и к южному лунным полюсам. Это один из немногих, но действительно оригинальных элементов российской лунной программы.

Доступ к Луне и её ресурсам становится в XXI веке одним из существенных элементов стратегического паритета различных государств. Лунное соревнование, начавшись в XX веке как политическая конкуренция двух государственных систем, в XXI веке продолжится не столько в политическом, сколько в экономическом пространстве.

Хотя пилотируемые полеты на Луну отсутствуют в отечественной программе по крайней мере до 2040 года, Россия исторически сильна в инженерной школе создания автоматических кораблей и станций, космической робототехнике. Этот существенный технологический задел может позволить России занять нишу автономной роботизированной колонизации. Ставка на робототехнику вполне оправданна для нашей страны.

Пилотируемая посадка на Луну сопряжена со множеством серьезных рисков, которые должны быть минимизированы тщательной отработкой основных элементов экспедиции

и возможной безопасной репетицией её наиболее критических этапов. Здесь на помощь должна придти современная интеллектуальная робототехника. Антропоморфный робот, назовем его ЭРИК* («Экспериментальный Робото-технический Исследователь Космоса»), становится пассажиром посадочной ступени лунного корабля, разрабатываемого в РКК «Энергия». При этом технологии мягкой, безопасной (и точной) посадки, которые отрабатываются в экспедициях «Луна-27А/В», должны быть применены к разработке этой пилотируемой (хотя и роботом) ступени.

Перед всеми странами «космического клуба» стоит сейчас ключевой стратегический вопрос: какая модель освоения Луны будет наиболее рациональной с учетом ресурсов, рисков и технологических компетенций конкретной страны? Не исключено, что ставка на человека при будущем экстенсивном освоении лунных ресурсов окажется экономически неоправданной и развитие лунной экономики пойдет по пути робототехнических производств (шахт, рудников, заводов).

2030-2040 годы станут временем, когда оба способа освоения Луны будут конкурировать друг с другом, и к 2040 г. станет ясно, по какому пути пойдет дальнейшее развитие лунной экономики. Политические мотивы, являющиеся одним из основных драйверов идущего сейчас лунного соревнования США и КНР, уйдут на второй план, а на первый выйдут чисто экономические аргументы. В этом случае Россия, пропустив один из этапов лунного соревнования и сделав ставку на ускоренное развитие робототехнических средств, может войти в число стран — лидеров освоения Луны.

АСТЕРОИДЫ КАК РЕСУРС НА БУДУЩЕЕ

Б. М. Шустов

Институт астрономии Российской академии наук, Москва
bshustov@mail.ru

Ключевые слова: космические ресурсы, астероиды, минеральные ресурсы астероидов, достижимость астероидов

Возможное истощение минеральных ресурсов на Земле и перспективы колонизации ближнего космоса заставляют обратить внимание на аспекты добычи полезных ископаемых на других телах Солнечной системы, прежде всего на Луне и астероидах. По этому направлению ведутся активные научные исследования и уже предпринимаются конкретные шаги практического плана. Особенно много внимания уделяется (и это естественно) лунным ресурсам. Однако и перспективы использования минеральных ресурсов астероидов рассматриваются все более серьезно. Здесь есть свои преимущества, к которым можно отнести тот факт, что в некоторых астероидах интересующие нас ресурсы находятся в очень высокой степени концентрации (например, в т.н. металлических астероидах). Некоторые астероиды (например, С-класса) имеют в своем составе большой процент воды, которая не только и не столько ресурс жизнеобеспечения, но и источник водорода и кислорода, т.е. топлива, необходимого для освоения Солнечной системы. Еще одно потенциальное преимущество астероидов – относительно слабая гравитация, позволяющая транспортировать с них значительную массу вещества с относительно малыми энергетическими затратами. К недостаткам можно отнести сложность выявления потенциально интересных с экономической точки зрения астероидов, ограничения по достижимости интересующих нас тел, пока еще слабая проработанность технологий разработки минеральных ресурсов астероидов и т.д. Тем не менее, тема астероидных минеральных ресурсов становится все более актуальной. Это весьма многоплановая тема.

В докладе обсуждаются следующие вопросы, ответы на большинство которых пока не получены (не общеприняты):

- Надежность дистанционного (астрономическими методами) определения состава астероидов.
- Метеоритные аналоги и состав астероидов.
- Вода в астероидах.

- Содержание металлов в металлических астероидах (парадокс Психеи).
- Редкоземельные элементы в астероидах.
- О достижимости «ценных» астероидов с существующими (перспективными) средствами.

МЕДИАННАЯ ОКОЛОЛУННАЯ ОРБИТА: СТАРТОВАЯ ПЛОЩАДКА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Р. Ф. Муртазин

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва»,
г. Королёв, Московская обл.
rafail.murtazin@rsce.ru

Ключевые слова: медианная окололунная орбита, лунная орбитальная станция, грависферный эффект, транспортная система

В настоящее время отчётливо прослеживается расширение интереса ведущих мировых космических агентств от околоземных орбитальных станций (ОС) к пилотируемой деятельности за пределами околоземной орбиты. В качестве первого этапа, позволяющего отработать различные ключевые технологии, связанные с организацией деятельности космонавтов на удалённых от Земли расстояниях, в российской лунной программе рассматривается создание обитаемой лунной базы (ЛБ).

Ключевым фактором, определяющим экономическую жизнеспособность при наращивании технического потенциала ЛБ, является эффективность транспортной системы (ТС), обеспечивающей логистическую цепочку по маршруту Земля-Луна-Земля. В докладе предлагается развёртывание лунной орбитальной станции (ЛОС), позволяющей обеспечить надёжность и безопасность создания и эксплуатации ЛБ. Создание ЛОС рассматривают в НАСА («Гейтвэй») и в Китае. В перспективе может быть разработана ТС по доставке экипажа с многоразовым пилотируемым кораблём, курсирующим по маршруту ОС-ЛОС-ОС. Гравитационное поле планетной системы Земля-Луна таит в себе массу неисследованных возможностей для использования при маневрировании КА. В докладе предлагается разместить ЛОС на медианной круговой окололунной орбите (МЛО), находящейся в диапазоне

высот от 4 до 14 тыс. км. После прилёта к Луне КА выполняет один виток по переходной высокоэллиптической орбите с апоселением в окрестности грависферы Луны. За счёт возмущения от Земли возникает грависферный эффект, который приближает периселений к МЛО, одновременно снижая апоселений. Это позволяет существенно снизить затраты характеристической скорости. Так, переход к МЛО с высотой 10 тыс. км по сравнению с низкой окололунной орбитой требует затрат характеристической скорости в 2,5 раза меньше - с 850 м/с до 350 м/с.

Грависферный эффект «зеркально» реализуется и в задаче возращения КА к Земле. Помимо эволюции формы орбиты отлёта направленно изменяется положение её плоскости, обеспечивая один раз в сутки окно старта для оптимального отлёта к Земле и три раза в месяц отлёт к Земле с попаданием в плоскость околоземной ОС.

С помощью грависферного эффекта можно выполнять отлёт с МЛО к другим планетам или астероидам с меньшими затратами, чем при прямом отлёте. Таким образом, ЛОС можно рассматривать как Космопорт, который может быть местом сборки межпланетного корабля.

ТС в программе «Аполлон» использовала однопусковую схему Кондратюка (1916 г.) на базе сверхтяжёлой РН «Сатурн-5». Если принять альтернативную стратегию высадки на Луну через ЛОС, размещённую на МЛО, можно снизить требования к средствам выведения и перейти на многопусковые схемы на базе РН тяжёлого класса. В докладе проведена оценка различных ТС по критерию массового совершенства и показано, что альтернативная стратегия значительно превосходит схему Кондратюка.

СЕКЦИЯ 1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НЕБЕСНОЙ МЕХАНИКИ

О РАСШИРЕННОМ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ДИАГРАММ ТИССЕРАНА-ПУАНКАРЕ ДЛЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЕТОВ

А. В. Грушевский [1, 2 *], ***А. Г. Тучин*** [1]

[1] Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва
[2] Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова, Москва
[*] *alexgrush@rambler.ru*

Ключевые слова: гравитационный маневр, интеграл Якоби, диаграмма Тиссерана-Пуанкаре

В современных межпланетных космических миссиях активно используются гравитационные манёвры, энергетическую эффективность которых трудно переоценить. Важнейшими элементами их проектирования являются объекты «сфера V-бесконечность» и мультипликативный граф Тиссерана-Пуанкаре.

Можно утверждать, что хотя первый спроектированный гравитационный манёвр состоялся только в 1959 году (советская АМС «Луна-3»), чисто теоретически сольные диаграммы Тиссерана-Пуанкаре можно было бы использовать со времён Феликса Тиссерана при исследовании движения трансюпитерианских комет и отождествления асинхронно наблюдаемых объектов.

При этом, как оказывается, формат диаграммы Тиссерана-Пуанкаре позволяет оперативно получать не только схематический облик межпланетных перелетов, но и стандартные параметры асимптотических скоростей отлета и прилета для большинства баллистических схем.

МЕТОД ОХОЦИМСКОГО-ЕГОРОВА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ЭЙЛЕРА-ЛАМБЕРТА

В. В. Ивашкин [1,2], ***А. В. Иванюхин*** [2,3 *]

[1] Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва
[2] Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, Москва
[3] Российский университет дружбы народов им. П. Лумумбы, Москва
[*] *ivanyukhin.a@yandex.ru*

Ключевые слова: задача Эйлера-Ламберта, метод Охоцимского-Егорова, определение орбиты, межорбитальные перелёты

Задача Эйлера-Ламберта является классической проблемой небесной механики для определения орбит небесных тел. Традиционно эта задача формулируется как двухточечная краевая задача в рамках модели двух тел, в которой известны векторы положения в два разных момента времени.

В практической космонавтике эта задача приобрела новое значение и часто является основой для проектирования перелётов космических аппаратов. В этом случае предполагается, что орбита, соединяющая два заданных положения, является траекторией перелёта. Часто для проведения проектно-баллистического анализа при оптимизации импульсных перелётов требуется решение большого числа подобных задач. В связи с этим получение эффективного алгоритма решения с явным определением скорости на перелётной орбите является актуальной задачей.

Разработано много методов решения задачи Эйлера-Ламберта. Большинство методов основано на том, что траектории перелета между двумя точками пространства образуют однопараметрическое семейство орбит, соединяющих заданные точки. В частности, такое однопараметрическое семейство образуется варьированием траекторного угла (угла наклона скорости к трансверсали) в начальной точке, рассмотренное Д. Е. Охоцимским [1].

В данной работе рассмотрено решение задачи Эйлера-Ламберта на основе баллистического подхода Охоцимского-Егорова как обратной задачи динамики [2]. Предложен эффективный алгоритм решения задачи [3]. Оценка скорости сходимости показывает, что при использовании для определения решения метода Галлея типичное количество итераций составляет около 5-7 для всех типов решений, что является очень хорошим результатом для алгоритмов решения задачи Эйлера-Ламберта.

К достоинствам самого подхода относится ограниченность и понятная структура области определения решений. Общая

наглядность метода, обусловленная использованием физически понятных параметров траектории, и явная зависимость решения от вектора начальной скорости позволяют эффективно включать эту схему решения в процесс оптимизации импульсных траекторий и проектирования межпланетных миссий.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-79-10206, https://rscf.ru/project/22-79-10206/.

Литература

[1] *Охоцимский Д. Е.* Динамика космических полетов. Конспект лекций. М.: Изд-во Московского университета, 1968. 158 с.

[2] *Ивашкин В. В.* О применении метода Охоцимского–Егорова для решения задачи Эйлера–Ламберта // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. 2024. Т. 514. №1. С. 58–62. DOI: 10.31857/S2686740024010093

[3] *Иванюхин А. В., Ивашкин В. В.* Решение задачи Эйлера–Ламберта на основе баллистического подхода Охоцимского–Егорова // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2024. Т. 58. №6. С. 771–782. DOI: 10.31857/S0320930X24060124

ПРИМЕНЕНИЕ ЭВОЛЮЦИОННОГО МЕТОДА С АДАПТАЦИЕЙ КОВАРИАЦИОННОЙ МАТРИЦЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ РАСЧЕТА МАНЕВРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С. Ю. Медведев

АО «Новый Старт», Москва
Medvedev.SY@nstart.space

Ключевые слова: маневры космического аппарата, ковариационная матрица, градиентные методы оптимизации

В докладе рассмотрено применение метода оптимизации с адаптацией ковариационной матрицы (Covariance Matrix Adaptation Evolution Strategy, CMA-ES) для расчета маневров космических аппаратов на различных типах орбит. Приведено сравнение метода CMA-ES с классическим методом градиентного спуска и некоторыми его модификациями — в частности, с Adaptive Moment Estimation (Adam). Рассмотрен совмещенный двух-этапный метод оптимизации. Анализируются вычислительные затраты для каждого рассмотренного метода в зависимости от типа орбиты космического аппарата и при различных входных параметрах алгоритмов. Исследуется зависимость скорости сходимости и точности найденного решения каждого из методов в зависимости от выбора начального приближения. В качестве оптимизируемого функционала рассматривается взвешенная сумма невязок целевых и достигнутых при реализации маневра параметров орбиты.

СЕКЦИЯ 2. ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТ

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МИССИЙ К ЛУНЕ И ПЛАНЕТАМ ЗЕМНОЙ ГРУППЫ НА БАЗЕ УНИВЕРСАЛЬНОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ МАЛОЙ ПЛАТФОРМЫ

М. Ю. Овчинников [*]***, М. Г. Широбоков, К. Р. Корнеев***

Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва

[*] *ovchinni@keldysh.ru*

Ключевые слова: малый космический аппарат, межпланетная миссия, электрореактивная двигательная установка, баллистический анализ

Текущее десятилетие ознаменовалось пока еще робким, но все более настойчивым выходом малых космических аппаратов за пределы грависферы Земли. Их преимущества — невысокая стоимость, сжатые сроки разработки и возможность применения передовых технологий. Однако такие миссии требуют альтернативных схем перелета, усложняют навигацию и связь, а также ограничивают полезную нагрузку. Для эффективной реализации таких миссий целесообразно иметь многоцелевую платформу, допускающую эффективные схемы старта и перелета к планетам-целям.

В докладе представлена малая платформа (массой 100–160 кг) с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) для миссий на Луну [1], Марс [2], Венеру [3] и околоземные астероиды. Для обеспечения высокой частоты запусков предлагается попутное выведение на типовой ракете «Союз-2.1б» с разгонным блоком «Фрегат» [4] на резервах его топлива. Затем за счет ЭРДУ используются обходные или многовитковые траектории, что позволяет осуществлять старты практически в любое время. В докладе рассматриваются типовые схемы перелета и начальные условия для их реализации.

Для разработки платформы создан консорциум в составе институтов РАН (ИКИ, ИПМ им. М. В. Келдыша, ИМБП)

и промышленных организаций отрасли (АО «РКС» и АО ОКБ «Факел»). Платформа разработана как демонстратор технологий и средство снижения рисков для более крупных миссий. К областям ее применения относятся тестирование двигательных установок, передовых коммуникационных технологий и автономной навигации; дистанционное зондирование поверхности планет; исследование лунной плазменно-пылевой экзосферы; эксперименты с плазменными волнами с участием двух космических аппаратов на лунной орбите; дозиметрические измерения вдоль траекторий перехода Земля–Луна и Земля–Венера–Марс.

Помимо научной отдачи платформа поддерживает развитие формирующейся экосистемы освоения космоса. Она обеспечивает полный жизненный цикл миссии (проектирование, интеграция, запуск, эксплуатация и сбор данных) для новых инженерных групп.

Литература

[1] *Овчинников М. Ю., Широбоков М. Г., Глазунова И. А. и др.* Миссия к Луне на базе унифицированной малогабаритной платформы с ЭРДУ // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2025. № 31. 32 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2025/prep2025_31.pdf

[2] *Овчинников М. Ю., Корнеев К. Р., Перепухов Д. Г. и др.* Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2024. № 44. 32 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2024/source/prep2024_44.pdf

[3] *Овчинников М. Ю., Корнеев К. Р., Широбоков М. Г. и др.* Миссия к Венере на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2026. № 7. 30 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2026/source/prep2026_7.pdf

[4] *Широбоков М. Г.* Вывод малых космических аппаратов на отлетную траекторию от Земли в рамках попутного запуска на околоземную орбиту // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2025. № 29. 24 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2025/prep2025_29.pdf

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ МИССИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АТЛАС» ДЛЯ КАРТОГРАФИРОВАНИЯ ЛУНЫ

М. Г. Широбоков [*]***, М. Ю. Овчинников***

Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва

[*] *shirobokov@keldysh.ru*

Ключевые слова: космический аппарат, миссия, баллистический анализ, Луна

В настоящее время наблюдается зарождение новой эры освоения космического пространства за пределами низких околоземных орбит — с использованием малых космических аппаратов (МКА). В первую очередь это обусловлено стратегическим интересом к освоению Луны и окололунного пространства [1, 2]. МКА, благодаря парадигме модульности и пониженным требованиям к риску, естественно подходят для решения технологических, научных и демонстрационных задач, а также открывают путь к коммерциализации дальнего космоса.

В 2025 году ГК «Геоскан» предложила миссию МКА для высокоточного картографирования лунной поверхности — создания текстурированной 3D-модели с разрешением 0,3 м/пикс против достигнутых 0,5 м/пикс [3]. Для этого «АТЛАС» (Аппарат для Топографической Лунной Альтиметрической Съемки) предполагается вывести на низкую полярную окололунную орбиту высотой около 120 км.

Базой аппарата предлагается сделать универсальную платформу МКА для межпланетных полетов (масса 100–200 кг, электрореактивная двигательная установка) [4]. Согласно предыдущим исследованиям [5], возможен попутный запуск на солнечно-синхронную орбиту с дальнейшим разгоном на обходную траекторию, апогей которой находится далеко за пределами лунной орбиты, а перигей поднимается за счет гравитационного влияния Солнца до орбиты Луны. Такой подход снижает массовые затраты топлива, расширяет временные окна для проверки служебных систем аппарата и позволяет ему выходить на окололунные орбиты при относительно малых скоростях.

Цель данной работы – баллистический анализ миссии МКА для картографирования Луны с точностью до 0,3 м/пикс. Выбирается общая схема полета аппарата к Луне, обосновывается возможность старта к Луне через попутный запуск на околоземную орбиту. Приводятся результаты построения обходной

траектории перелета к Луне и окололунного участка скрутки на целевую орбиту. Исследуется естественная эволюция целевой орбиты под действием возмущений, приводятся результаты численного моделирования поддержания целевой орбиты.

Литература

[1] *Fuller S. et al.* Gateway program status and overview // Journal of Space Safety Engineering, 2022. Vol. 9. No. 4. P. 625–628. DOI: 10.1016/j.jsse.2022.07.008

[2] *Xu F., Ou J.* Promoting international cooperation on the International Lunar Research Station: Inspiration from the ITER // Acta Astronautica, 2023. Vol. 203. P. 341–350. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.12.004

[3] Технологии Геоскана 2025. Официальный сайт конференции. URL: https://www.geoscan.ru/ru/events/geoscan_conf_2025 (просмотрено 19.07.2026)

[4] *Овчинников М. Ю., Широбоков М. Г., Семенов А. Е. и др.* Малый космический аппарат для картографирования Луны АТЛАС // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2026. №22. 23 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2026/prep2026_22.pdf

[5] *Широбоков М. Г.* Вывод малых космических аппаратов на отлетную траекторию от Земли в рамках попутного запуска на околоземную орбиту // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. ИПМ им. М. В. Келдыша. 2025. № 29. 24 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2025/prep2025_29.pdf

АНАЛИЗ МОДЕЛЕЙ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО НЕКОТОРЫМ ТИПОВЫМ ОКОЛОЛУННЫМ ОРБИТАМ В ПРЕДСТОЯЩИХ ПРОЕКТАХ

М. В. Ковалева, Ю. Ф. Колюка, К. А. Липский, О. А. Петухов *

АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», г. Королёв, Московская обл.

* *corp@tsniimash.ru*

Ключевые слова: орбита искусственного спутника Луны, модель движения космического аппарата, возмущающие факторы, гравитационное поле Луны

В связи с предстоящей программой изучения и освоения Луны в разных планируемых проектах, в том числе предусматривающих решение навигационных задач с высокой точностью,

актуальной становится проблема выбора адекватных моделей движения космических аппаратов (КА) на разнообразных предполагаемых к использованию орбитах искусственных спутников Луны (ОИСЛ), отвечающих возрастающим требованиям, предъявляемым к баллистико-навигационному обеспечению (БНО) этих проектов, включая достаточно высокие требования по точности определения и прогнозирования движения КА на определённых орбитах.

В докладе представлена оценка влияния различных возмущающих факторов на движение КА по четырём типовым околополярным ОИСЛ: эллиптической (150×2000 км, ОИСЛ-1), околокруговой (средняя высота 150 км, ОИСЛ-2), с высотами 50×70 км (ОИСЛ-3) и с низким периселением (20×60 км, ОИСЛ-4).

Моделирование выполнялось путём численного интегрирования уравнений движения ИСЛ с использованием высокоэффективного для точных расчётов метода, разработанного в ЦУП АО «ЦНИИмаш» Ю. Ф. Колюкой. Влияние возмущающих факторов оценивалось по изменению модуля разности векторов положения КА Δr с учётом и без учёта каждого из них в отдельности. Для оценки влияния различных по размерности моделей гравитационного поля Луны (ГПЛ) сравнивались траектории, рассчитанные с полной моделью GRGM1200A и с её усечёнными по степени и порядку вариантами.

Установлено, что доминирующим возмущением на рассмотренных ОИСЛ является нецентральность ГПЛ, современные модели которого имеют высокую размерность. Выполненный анализ показал, что для сокращения вычислительных затрат при решении задач БНО можно использовать усечённые модели ГПЛ, выбор размерности которых зависит от класса орбиты. Так, для задач БНО без заметной потери точности допустимы усечения модели GRGM1200A до следующих размерностей: на ОИСЛ-1 и ОИСЛ-2 – до размерности (100×100), на ОИСЛ-3 – до размерностей от (200×200) до (400×400), на ОИСЛ-4 – до размерностей от (400×400) до (600×600).

Второй по значимости фактор – притяжение Земли как материальной точки, приводящее к смещению Δr на интервале прогноза 7 суток до 62,4 км на ОИСЛ-1 и до 10 км на остальных орбитах. Влияние Солнца (всего до 0,8 км по Δr за неделю) также необходимо учитывать. Притяжением других планет можно пренебречь. Световое давление с учётом теневых участков на рассматриваемых ОИСЛ приводит к смещению по $\Delta r \sim 0{,}35$–$1{,}04$ км за неделю, которое возрастает с ростом высоты орбиты.

Влияние твёрдых приливов в теле Луны приводит к возмущениям, смещающим Δr на величину более 200 м в прогнозе на недельном интервале. Кроме того, для корректного учёта влияния ГПЛ необходимо принимать во внимание физическую либрацию Луны. Игнорирование этого фактора в модели движения КА вносит методическую ошибку, приводящую к погрешности прогноза того же порядка, что и приливы. Установлено, что влиянием других возмущающих факторов в задачах БНО лунных проектов можно пренебречь.

Полученные результаты могут быть использованы при построении адекватных моделей движения КА на различных ОИСЛ для БНО полёта КА при реализации отечественной лунной программы.

ВОЗМОЖНОСТИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ ПО ДОСТАВКЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТУ И НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

П. А. Худорожков, М. Л. Филиппов*, Л. С. Котов

АО «НПО Лавочкина», г.Химки, Московская обл.

* *filippovml@laspace.ru*

Ключевые слова: ракеты-носители, «Союз-2.1б», «Союз-5», «Ангара А5М», «Ангара А5В», разгонные блоки, «Фрегат», «Фрегат-СБУ», «Блок-Д» (М), КВТК, Луна

Рассматривалось выведение полезной нагрузки (ПН) при помощи российских ракет-носителей (РН) с отечественными разгонными блоками (РБ) для доставки ПН на орбиту искусственного спутника Луны или поверхность Луны. При этом рассмотрены следующие схемы перелёта:

- Классическая прямая схема, когда, РН и РБ формируют оптимальную по затратам характеристической скорости для выбранной даты старта орбиту перелета на Луну. В точке периселения подлетной гиперболической траектории осуществляется маневр перехода на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ) необходимой высоты. Далее, после подготовки систем посадки и достижения заданной точки на поверхности, осуществляется формирование посадочной орбиты с низким перицентром и посадка на поверхность Луны.
- Схема перелета с промежуточными витками у Земли, которые совершаются перед формированием перелётной траектории. При этом средства выведения формируют высокоэллиптиче-

скую орбиту с более низким апоцентром, чем в предыдущей схеме, а затраты характеристической скорости для достижения Луны частично ложатся на космический аппарат. Далее миссия протекает аналогично первому варианту.

- Схема с перелётом к Луне через точку либрации системы Земля-Солнце. Данная схема позволяет уменьшить характеристическую скорость тормозного маневра при переходе на ОИСЛ, однако при этом существенно возрастает время перелета.

Для указанных схем проведен качественный анализ затрат характеристической скорости на выведение и на всех этапах полёта. Оценена возможная доставляемая масса научной аппаратуры на ОИСЛ и на поверхность Луны.

Рассмотрены следующие связки РН и РБ: «Союз-2.1б» с РБ «Фрегат», «Союз-5» с РБ «Фрегат-СБУ», «Ангара А5М» с РБ «Блок-Д» (М), а также «Ангара А5В» с РБ КВТК.

ПОСТРОЕНИЕ НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОЛЯРНЫЕ ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

С. А. Аксенов [1, 2*], ***С. А. Бобер*** [1, 2]

[1] Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», Москва
[2] Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
[*] *saksenov@hse.ru*

Ключевые слова: схема перелета к Луне, оптимизация тормозного импульса, точки либрации, инвариантные многообразия

В работе предлагается метод построения траекторий выведения космического аппарата на круговую полярную орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ), основанный на использовании свойств инвариантных многообразий решений круговой ограниченной задачи трех тел. Такой подход по сравнению с классическим гомановским переходом позволяет существенно сократить тормозной импульс за счет увеличения времени перелета. Идея метода заключается в разбиении процесса построения перелетной орбиты на два этапа, на каждом из которых интегрирование соответствующей динамической задачи осуществляется в обратном времени. На первом этапе производится анализ решений круговой ограниченной задачи трех тел, соответствующей системе Земля-Луна, в результате

выбираются наименее затратные варианты выхода на орбиту ИСЛ из окрестности точки либрации L_2. Выбор осуществляется на основе прямого перебора комбинаций долготы восходящего угла орбиты ИСЛ и истинной аномалии точки, в которой осуществляется тормозной импульс. На втором этапе в эфемеридной модели Солнечной системы строятся орбиты, соответствующие найденным вариантам и проходящие на заданном расстоянии от Земли. Соответствие высоты перигея заданному значению обеспечивается за счет варьирования тормозного импульса у Луны. Наилучшая дата реализации тормозного импульса ищется путем прямого перебора вариантов на заданном отрезке времени.

Разработанный метод применен для анализа возможностей перелетов на полярные орбиты ИСЛ высотой 150 км в 2030 году. Наименьшие значения тормозного импульса достигаются, если приближение к Луне происходит после последовательного облета точек либрации L_2 и L_1 системы Земля-Луна. Если переход на орбиту ИСЛ осуществляется через облет точки L_2, но без облета точки L_1, значение тормозного импульса оказывается выше в среднем на 3 м/с. Минимальное значение тормозного импульса зависит от даты его совершения и может варьироваться в течение года в пределах 5 м/с. В 2030 году датой, соответствующей минимальному импульсу, является 20 мая. При этом дата старта может меняться в зависимости от длительности пребывания космического аппарата в окрестностях точек либрации систем Солнце-Земля и Земля-Луна, облет которых осуществляется в рамках выбранного варианта перелета.

Показано, что значение тормозного импульса у Луны при перелете на ИСЛ высотой 150 км может составлять 619,5 м/с при времени перелета 111 дней. В этом случае старт с околоземной орбиты должен осуществляться 29.01.2030, после чего космический аппарат последовательно облетает окрестности точек либрации L_2 системы Солнце-Земля, L_2 системы Земля-Луна и L_1 системы Земля Луна. При увеличении тормозного импульса до 623,3 м/с время перелета может быть сокращено до 93 дней. В этом случае старт должен осуществляться 15.02.2030, а маршрут перелета включает последовательный облет точек либрации L_2 систем Солнце-Земля и Земля-Луна. Описаны варианты выхода на орбиту ИСЛ, соответствующие значениям тормозного импульса 619,5 м/с и 623,3 м/с при продолжительности перелета 111 дней и 93 дня соответственно.

Работа подготовлена в ходе проведения исследования в рамках Программы фундаментальных исследований Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики» (НИУ ВШЭ) (HSE-BR-2025-079).

РАСЧЕТ ОСОБОГО КЛАССА ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ЗАТРАТ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ВЫХОДЕ НА ОРБИТУ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

Е. С. Гордиенко [*]***, А. С. Овчарова***

АО «НПО Лавочкина», г.Химки, Московская обл.

[*] *gordienkoes@laspace.ru*

Ключевые слова: космический аппарат, лунные траектории, точка либрации L_2 системы Солнце-Земля, полярная орбита, спутник Луны

История полетов на Луну показывает, что зачастую при ее освоении использовались простые схемы прямого перелета с длительностью выведения от 3 до 6 суток [1]. Краткая длительность перелета КА с Земли на Луну была обусловлена как конструктивными особенностями (например, малым временем жизни химических батарей, как было на первых советских «лунниках» [2]), так и стремлением конструкторов облегчить пребывание человека в космосе (корабли серии «Аполлон»). Когда ограничение на время выведения КА с Земли на Луну отсутствует, рассматривают выведение с Земли на Луну с большей длительностью, что позволяет получить выигрыш по величине тормозного импульса при переходе на орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) в сравнении со схемой простого прямого перелета.

В работе рассматривается выведение КА с Земли на Луну с использованием траекторий, проходящих в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце-Земля и переводящих КА на конечную круговую (e_f=0) полярную (i_f=90°) орбиту ИСЛ высотой $h_{\pi f}$=100 км. Первой миссией, использовавшей такие «обходные» траектории полета к Луне [1, 3], стала миссия GRAIL (Gravity Recovery and Interior Laboratory) [1].

После старта с космодрома Восточный КА выводится с помощью РН «Союз-2.1б» и РБ «Фрегат» на траекторию полета в окрестность точки либрации L_2. Такую траекторию с помощью

границы сферы действия Луны (СДЛ) можно разбить на два участка. Первый, геоцентрический, участок полета с опорной орбиты ИСЗ через окрестность точки либрации L_2 до границы СДЛ (когда расстояние ρ от КА до центра Луны больше радиуса СДЛ, $\rho > R_{СДЛ} \approx 60$ тыс. км) моделируется при учете воздействия на КА возмущений от гравитационных полей Земли с разложением геопотенциала в ряд по сферическим функциям до 8 порядка и 8 степени включительно, центральных полей Луны, планет Солнечной системы (Меркурия, Венеры, Марса, Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна) и малой планеты Плутон [4], а также давления солнечного света. Дальнейшее, селеноцентрическое, движение КА (внутри границы СДЛ) моделируется в рамках задачи четырёх тел (КА, Луна при учёте её нецентральности с разложением селенопотенциала в ряд по сферическим функциям до 75 порядка и 75 степени включительно [4], Земля и Солнце как материальные точки).

В работе рассматриваются два алгоритма построения траекторий. Результатом их применения являются траектории полета на орбиту ИСЛ через окрестность точки либрации L_2. С их помощью оценивается суммарная характеристическая скорость, необходимая для реализации таких траекторий выведения на интервале с 01.01.2035 по 01.01.2036. Получены численные и графические результаты. Сравнение алгоритмов показало, что первый является более универсальным и зачастую позволяет получить лучшие результаты по энергетическим характеристикам.

Литература

[1] *Parker J. S., Anderson R.L.* Low-Energy Lunar Trajectory Design. John Wiley & Sons. 2014. 382 p. DOI: 10.1002/9781118855065

[2] *Ефанов В. В., Долгополов В. П.* Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «Луна-9» и «Луна-10») // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 3–8.

[3] *Ивашкин В. В., Петухов В. Г.* Траектории перелета с малой тягой между орбитами спутников Земли и Луны при использовании орбиты захвата Луной // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2008. № 81. 32 с. URL: https://keldysh.ru/papers/2008/source/prep2008_81.pdf

[4] *Folkner W. M., Williams J. G., Boggs D. H.* The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421. JPL Interoffice Memorandum IOM 343. R-08-003, 2008.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГРАВИСФЕРНОГО ЭФФЕКТА ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ ПЕРЕЛЕТОВ К ЛУННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Е. К. Беляева [*]***, Р. Ф. Муртазин, Ю. В. Супрунов***

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва»,
г. Королёв, Московская обл.

[*] *ekaterina.belyaeva4@rsce.ru*

Ключевые слова: грависферный эффект, медианная окололунная орбита, орбитальная станция, лунная программа

Дальнейшее развитие пилотируемой космонавтики предполагает экспансию за пределы околоземного пространства. В этой связи особую актуальность приобретает планомерное и всестороннее освоение Луны как первого этапа распространения человеческой деятельности в космосе. Наиболее предпочтительными для развертывания будущей лунной базы являются приполярные районы, где обнаружена вода в виде льда. Это позволит существенно снизить зависимость от поставок ресурсов с Земли и повысит автономность миссий.

Важным элементом при реализации лунных миссий может стать лунная орбитальная станция (ЛОС), которая будет служить перевалочным пунктом для сборки и заправки космических кораблей. Кроме того, она обеспечит комплексную поддержку лунной базы и станет платформой для отработки технологий длительного пребывания человека в космосе.

Для развертывания ЛОС предлагается использовать устойчивую полярную круговую орбиту высотой 10 тыс. км, относящуюся к классу медианных орбит, позволяющих реализовать грависферный эффект, суть которого заключается в интенсивном влиянии Земли на параметры окололунных орбит при прохождении космического аппарата в окрестности сферы действия Луны. Рациональное использование грависферного эффекта позволяет существенно сократить затраты характеристической скорости на достижение этой орбиты и на обратный перелёт к Земле. Так, затраты характеристической скорости при переходе на рассматриваемую окололунную орбиту снижаются до 350 м/с, а при отлёте к Земле до 400 м/с, что в совокупности практически в два раза меньше по сравнению с прямыми перелётами.

В работе выполнен анализ перелёта КА от Земли на полярную круговую орбиту высотой 10 тыс. км и обратно с использованием грависферного эффекта, а также определены границы

его применимости. Представлены способы управления космическим аппаратом, которые позволяют обеспечить компланарность отлётной траектории от Земли с плоскостью орбиты ЛОС, а при обратном перелёте — отлётной траектории с плоскостью околоземной станции (ОС). В совокупности это позволяет реализовать эффективную лунную транспортную систему по маршруту ОС-ЛОС-ОС.

СЕКЦИЯ 3. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ МИССИЙ К ВЕНЕРЕ И ТРАНСНЕПТУНОВЫМ ОБЪЕКТАМ

О ПОПУЛЯЦИИ АСТЕРОИДОВ, НАХОДЯЩИХСЯ В КООРБИТАЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ С ВЕНЕРОЙ

В. В. Сидоренко

Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва
vvsidorenko@list.ru

Ключевые слова: коорбитальные астероиды, динамика коорбиталей планет, долговременная эволюция движения, Венера

Коорбитальными астероидами некоторой планеты называют астероиды, динамика которых определяется резонансом средних движений 1:1 с этой планетой. В настоящее время установлено наличие популяций коорбитальных астероидов практически у всех планет Солнечной системы: единственным исключением является Меркурий. Для большинства планет количество обнаруженных коорбиталей исчисляется десятками объектов. Имеющаяся информация о динамических характеристиках коорбиталей отражает сильное влияние фактора наблюдательной селекции. Тем не менее, уже можно пытаться устанавливать какие-то закономерности в динамике популяций коорбиталей конкретных планет. Представляет интерес сходство и различие таких закономерностей для популяций, соответствующих разным планетам.

Доклад посвящен динамическим свойствам коорбиталей Венеры. Обсуждаются результаты численных и аналитических исследований долговременной эволюции их движения. Особое внимание уделено переходам между разными режимами коорбитальных движений. Проведено сравнение динамики известных коорбиталей Венеры и Земли.

О БАЛЛИСТИЧЕСКОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ МЕЖПЛАНЕТНОГО ПОЛЁТА НА ВЕНЕРУ

Е. М. Степанов, М. Л. Филиппов*

АО «НПО Лавочкина», г.Химки, Московская обл.

** filippovml@laspace.ru*

Ключевые слова: перелет к Венере, спускаемый аппарат, орбитальный аппарат, опорная орбита, траектория посадки, радиовидимость

Исследование Венеры является перспективным направлением работы ряда космических агентств и корпораций по всему миру. В рамках настоящей работы рассматривается теоретическая модель миссии исследования Венеры in situ. Сценарий, принятый в качестве основного в рамках данной работы, предполагает структурное деление одного запускаемого КА на две части: спускаемый аппарат, проводящий контактное исследование атмосферы и поверхности планеты, и орбитальный аппарат, занимающийся дистанционным зондированием и ретрансляцией данных со спускаемого аппарата на Землю. За двое суток до посадки осуществляется расстыковка спускаемого и орбитального аппаратов с последующим разведением орбит. Это обеспечит выход спускаемого аппарата на посадочную траекторию, а орбитального – на пролётную гиперболическую траекторию, в перицентре которой будет осуществлен переход на рабочую орбиту искусственного спутника Венеры.

Рассматривался старт космического аппарата с Земли в диапазоне январь 2034 – декабрь 2037 гг. По итогам решения задачи Ламберта Эйлера из полученных решений отбирались оптимальные по затратам характеристической скорости. В итоге были определены окна старта: июнь – август 2034; декабрь 2035 – январь 2036; март – апрель 2036; июнь – июль 2037 и ноябрь-декабрь 2037 г. Для запуска в даты из соответствующих окон старта оценивались различные характеристики перелёта.

Отдельно решалась задача построения траектории начального участка полёта. Выведение КА на траекторию перелёта к Венере выполняется с помощью ракеты-носителя и разгонного блока тяжёлого класса. Исходя из параметров полученной на предыдущем этапе гелиоцентрической траектории, находятся параметры геоцентрического участка, а также импульс, необходимый для выхода на данную траекторию с известной опорной орбиты.

Также решалась задача построения траектории конечного участка полёта. КА должен вывести на траекторию посадки спускаемый аппарат, а после разделения — выйти на новую пролётную траекторию, обеспечивающую радиовидимость спускаемого аппарата с орбиты в течение не менее 6 часов во время его спуска в атмосфере и посадки на поверхность. Находятся импульсы, необходимые для увода орбитального аппарата на новую пролётную траекторию и для торможения с выходом на замкнутую эллиптическую орбиту искусственного спутника Венеры.

Литература

[1] *Засова Л. В., Горинов Д. А., Эйсмонт Н. А. и др.* «Венера-Д» - проект автоматической станции для исследования Венеры // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2018. № 3 (41). С. 13–17.

[2] *Решетников М. Н.* К 60-летию космической деятельности НПО им. С. А. Лавочкина // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2025. № 2 (68). С. 11–19. DOI: 10.26162/LS.2025.60.20.002

[3] *Боровин Г. К., Голубев Ю. Ф., Грушевский А. В. и др.* Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы. Под ред. А. Г. Тучина. Химки: «НПО Лавочкина», 2018. 336 с.

[4] *Battin R. H.* An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, Revised Edition. 1999–2012. DOI: 10.2514/4.861543

[5] *Vallado D. A.* Fundamentals of Astrodynamics and Applications. 4th ed. Hawthorne: Space Technology Library. Microcosm Press, 2013. 1106 p.

МЕТОДИКА БЕЗЫМПУЛЬСНЫХ ОБЛЕТОВ АСТЕРОИДОВ ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО РЕЗОНАНСНЫМ ОРБИТАМ

В. А. Зубко

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
v.zubko@cosmos.ru

Ключевые слова: пролётная миссия, астероид, гравитационный манёвр, резонансная орбита, Венера

Исследование астероидов остаётся одной из ключевых задач планетной науки и планетарной защиты: при более чем миллионе каталогизированных малых тел лишь несколько тысяч имеют спектральную классификацию. В работе предложен подход к проектированию многократных пролётных миссий во внутренней части Солнечной системы, основанный на гравитационных манёврах у Венеры и переводе аппарата на контролируемые резонансные гелиоцентрические орбиты (прежде всего, резонанс 1:1 с периодом Венеры). Такая архитектура обеспечивает регулярные возвраты к Венере, позволяя соединять последовательности пролётов астероидов при малых затратах характеристической скорости.

Проектирование траекторий происходит в рамках двухступенчатой процедуры оптимизации. На первом этапе выполняется быстрая геометрическая предвыборка целей: для тысяч астероидов вычисляется аналитическая оценка минимального расстояния сближения с резонансным многообразием по сетке угла, задающего ориентацию резонансной орбиты, после чего кандидаты уточняются по эфемеридам. На втором этапе применяется глобально-локальная оптимизация, минимизирующая суммарную характеристическую скорость при ограничениях на стартовый импульс и реализуемые углы поворота на гравитационных манёврах. Участки перелета рассчитываются в приближении склеенных конических сечений с решением задачи Ламберта.

Рассмотрены две популяции: астероиды, находящиеся в резонансе со средним движением Венеры, (коорбитали) и потенциально опасные астероиды. Показано, что при резонансе 1:1 учет условия резонансного повторного сближения с Венерой приводит к вырождению допустимого множества параметров в B-плоскости и к невозможности повторных баллистических пролётов астероидов при движении по одной резонансной орбите.

Численные результаты для стартов 2029–2031 гг. демонстрируют эффективность подхода: получены туры с числом пролётов до семи при стартовом импульсе скорости менее 3,6 км/с. Дополнительно рассмотрена концепция разделения малых зондов при подлёте к Венере: требуемые импульсы разделения лежат на уровне метров в секунду, что позволяет существенно увеличить научную отдачу миссии в целом при минимальных затратах.

Таким образом, предложенные траектории дополняют существующие способы исследования малых небесных тел, позволяя обеспечивать сопоставимые или меньшие энергетические затраты при возможности построения многократных последовательных пролётов астероидов и расширении набора достижимых целей.

Исследование поддержано грантом Российского научного фонда (РНФ) №25-79-00042.

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ПОЛЁТА К МЕЖЗВЕЗДНЫМ ОБЪЕКТАМ ДЛЯ ИХ ИССЛЕДОВАНИЙ С ПРОЛЁТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ

А. В. Симонов [*]***, А. В. Косенкова***

АО «Новый Старт», Москва

[*] *SimonovAV@nstart.space*

Ключевые слова: межзвездные объекты, 1I/Оумуамуа, 2I/Борисов, 3I/ATLAS, исследование с пролетной траектории, энергетические затраты

В докладе описываются баллистические схемы полёта к недавно обнаруженным межзвездным объектам – астероиду 1I/Оумуамуа и двум кометам: 2I/Борисов и 3I/ATLAS. Они пролетают Солнечную систему по гиперболическим траекториям и в ближайшие десятки или сотни тысяч лет в неё не вернутся. Рассмотрены особенности траекторий этих межзвездных объектов, накладывающие существенные ограничения на разработку траекторий космических аппаратов для встречи с ними: энергетические потребности схемы полёта, даты запуска и длительности перелётов. Анализируется возможность исследований этих небесных тел с пролётных траекторий. Предложенные траектории включают варианты с гравитационными манёврами у Венеры и Юпитера. Приведены предварительные результаты, демонстрирующие принципиальную возможность проведения дистанционных исследований межзвездных объектов с пролётных траекторий.

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТОВ К ЭКСТРЕМАЛЬНЫМ ТРАНСНЕПТУНОВЫМ ОБЪЕКТАМ КАК ОСНОВЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МИССИЙ ПО ИЗУЧЕНИЮ РЕСУРСНОГО ПОТЕНЦИАЛА ВНЕШНЕЙ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

В. А. Зубко

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
v.zubko@cosmos.ru

Ключевые слова: экстремальные транснептуновые объекты, Седна, 2012 VP113, схемы перелета, характеристическая скорость, гравитационные маневры

Экстремальные транснептуновые объекты (ЭТНО), такие как седноиды (90377) Седна и 2012 VP_{113}, являются остатками протопланетного диска и принадлежат к наименее изученным популяциям тел Солнечной системы. Исследование этих объектов способно дать принципиально новые сведения о составе и распределении первичного вещества во внешних областях, что важно как для фундаментальной планетологии, так и для оценки ресурсного потенциала удалённых тел. Создание эффективных транспортных схем с низкими энергозатратами является необходимым этапом в развитии технологий будущего освоения таких объектов. Целью работы является поиск и количественное обоснование траекторий перелёта к ЭТНО с минимальными суммарными затратами характеристической скорости (ΔV) в импульсной постановке при ограничении длительности полёта 50 годами.

Рассмотрены следующие баллистические сценарии: прямой перелёт; цепочки гравитационных манёвров Венера–Земля–Земля–Юпитер (EVEEJ) и с добавлением Нептуна (EVEEJN); манёвр Оберта у Солнца; схемы с отделением, заключающиеся в попутном выведении отделяемого зонда от основного аппарата миссии к планете-гиганту и разделении космического аппарата на два зонда непосредственно при гравитационном манёвре для одновременного пролёта двух ЭТНО (импульс разделения при этом не превосходит 0,3 км/с). Схемы с отделением ориентированы на использование в качестве попутной полезной нагрузки для миссий, направляющихся к далёким объектам — планетам-гигантам и иным телам. В качестве примера проанализирована возможность интеграции таких зондов

в состав планируемых миссий Neptune Odyssey, Tianwen 4 и Interstellar Express, что позволяет расширить научную программу этих проектов без существенного увеличения стартовой массы.

В результате многократной оптимизации траекторий по критерию минимума ΔV при ограничении на длительность перелёта и варьировании дат старта построены зависимости ΔV от времени полёта. Анализ этих зависимостей позволил выявить периодичность повторения благоприятных стартовых окон для рассмотренных схем перелёта. Установлено, что схемы с гравитационными манёврами обеспечивают значение ΔV на уровне 4–5 км/с при продолжительности перелёта 20–30 лет. Для исследованной выборки ЭТНО (Седна, 2012 VP_{113}, 2013 SY_{99}, 2013 FT_{28} и др.) обнаружено, что глобальный минимум суммарного ΔV (не превышающий 5 км/с, а для ряда объектов составляющий менее 4 км/с) достигается в стартовом окне 2039–2040 годов при времени полёта от 17 до 28 лет. Дополнительно выполнена оценка радиационной обстановки при пролёте Юпитера, подтверждающая безопасность найденных траекторий. Полученные результаты обосновывают возможность выполнения многоцелевых экспедиций к далёким транснептуновым объектам с приемлемыми энергетическими затратами уже в ближайшие десятилетия.

СЕКЦИЯ 4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОГРАНИЧЕННЫХ ОРБИТ В ОКРЕСТНОСТЯХ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ МАНЕВРА ДЛЯ УДЕРЖАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ-ЗЕМЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА УПРАВЛЯЕМОГО СЛУЧАЙНОГО ПОИСКА С ЛОКАЛЬНЫМИ МУТАЦИЯМИ

К. А. Липский [*]***, В. Г. Лаврентьев***

АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»,
г. Королёв, Московская обл.

[*] *corp@tsniimash.ru*

Ключевые слова: алгоритм, космический аппарат, маневр, метод управляемого случайного поиска с локальными мутациями, окрестность точки либрации L_2 системы Солнце-Земля

Точка либрации L_2 системы Солнце-Земля является одной из точек Лагранжа, расположенной на прямой, соединяющей Солнце и Землю, на расстоянии ~ 1,5 млн. км за Землей. Космический аппарат «Спектр-РГ» выполняет полет по квазипериодической орбите (КПО) в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце-Земля с 2019 года.

Одной из задач баллистико-навигационного обеспечения управления полетом данного КА является задача расчета параметров маневров для удержания аппарата в окрестности точки либрации. На текущем этапе полета она формулируется следующим образом. Заданы на момент времени включения двигательной установки (ДУ): вектор орбитального состояния КА в системе координат EJ2000 и масса КА, а также модель сил, действующих на КА, тяга и удельный импульс тяги ДУ, ограничения на направление вектора силы тяги ДУ при выполнении маневра, параметры окрестности точки либрации.

Предполагается, что при выполнении маневра ориентация КА зафиксирована.

Требуется определить параметры маневра КА в заданной точке КПО (направление вектора силы тяги ДУ, длительность маневра), обеспечивающие максимальный интервал времени пребывания КА в заданной окрестности точки либрации и минимальные затраты топлива. При этом длительность маневра должна быть рассчитана с точностью до десятых долей секунды.

Алгоритм расчета включает три этапа:

1. Поиск начального приближения направления вектора силы тяги ДУ, наименее затратного для выполнения маневра в заданной точке КПО.

2. Расчет длительности маневра по найденному начальному приближению направления вектора силы тяги ДУ, которая обеспечивает максимальный интервал времени удержания КА в заданной окрестности точки либрации.

3. Уточнение начального приближения направления вектора силы тяги ДУ при длительности маневра, рассчитанной на шаге 2 и округленной в большую сторону до десятых долей секунды.

Задачи оптимизации на всех этапах решаются методом управляемого случайного поиска с локальными мутациями (УСП) [1].

Приводятся результаты расчетов параметров нескольких маневров КА «Спектр-РГ», полученные предлагаемым алгоритмом и подобным алгоритмом, описанным в работе [2] и использующим метод динамических сеток. Сравнительные оценки этих результатов показывают существенные преимущества алгоритма, основанного на методе УСП, как по точности решения задачи, так и по быстродействию.

Литература

[1] *Kaelo P., Ali M. M.* Some Variants of the Controlled Random Search Algorithm for Global Optimization // Journal of Optimization Theory and Applications. 2006. Vol. 130. P. 253–264. DOI: 10.1007/s10957-006-9101-0

[2] *Лаврентьев В. Г.* Алгоритм расчета параметров маневра в целях максимизации времени пребывания космического аппарата в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце-Земля // Космонавтика и ракетостроение. 2023. Вып. 3 (132). С. 19-27.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА НА ОРБИТЫ ВОКРУГ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ L_5 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ-ЗЕМЛЯ

Д. И. Бажан [*]***, К. С. Суслов***

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

[*] *bazhan.di@phystech.edu*

Ключевые слова: точка Лагранжа L_5, ограниченная задача трёх тел, двухимпульсная траектория, двигатель с ограниченной тягой, электрореактивный двигатель

На сегодняшний день необходимые данные для мониторинга гелиогеофизической обстановки и прогнозирования ее развития (такие как параметры солнечной активности и количественные пространственно-временные характеристики возникновения геоэффективных событий) получают в основном при помощи космических аппаратов (КА). Данные КА расположены главным образом на околоземных орбитах или в точке Лагранжа L_1 системы Солнце-Земля. Однако такие аппараты имеют ограниченные возможности по заблаговременному обнаружению геоэффективных солнечных событий. Размещение КА в окрестности точки либрации L_5 позволяет наблюдать области Солнца, недоступные для наземных средств и аппаратов в точке L_1, что может существенно повысить качество долгосрочных прогнозов космической погоды.

Целью работы является разработка методики построения перелетов от низкой околоземной орбиты к короткопериодическим орбитам в окрестности точки L_5 системы Солнце–Земля в рамках круговой ограниченной задачи трех тел. Построение осуществляется в импульсной модели и в модели с ограниченной тягой.

На первом этапе разработана база данных двухимпульсных перелетов к пяти целевым орбитам вокруг L_5 разного размера. Для заданных орбит проводится поиск начальных условий, обеспечивающих касание целевой орбиты. Среди полученных траекторий выбираются оптимальные с точки зрения времени перелёта и величины финального импульса.

На втором этапе работы происходит построение управления для двигателей с ограниченной тягой. Предлагается итерационный подход к поиску управления двигателем, при котором параметры тяги и направления ее действия уточняются по мере увеличения времени работы двигателя.

В рамках исследования получены параметры перелетов, пригодных для дальнейшего анализа возможности реализации

миссий к орбитам вокруг L_5. Траектории перелета построены для КА с параметрами, соответствующими нынешнему уровню технологического развития.

Разработанная методика может быть использована при предварительном проектировании космических миссий для размещения аппаратов в окрестности точки L_5, в том числе предназначенных для наблюдения солнечной активности и повышения точности прогнозирования космической погоды. Полученные результаты создают основу для дальнейшей оптимизации траекторий с учетом реальных характеристик двигательных установок и ограничений космических аппаратов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект №23-72-30002).

РАЗРАБОТКА ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ РАСЧЕТА ПЕРИОДИЧЕСКИХ ОРБИТ ОКОЛО ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ В КРУГОВОЙ ОГРАНИЧЕННОЙ ЗАДАЧЕ ТРЕХ ТЕЛ И ИНТЕРАКТИВНОГО СЕРВИСА ДЛЯ ПОИСКА, АНАЛИЗА И ВИЗУАЛИЗАЦИИ ИНФОРМАЦИИ ОБ ОРБИТАХ

Д. Р. Гафурова [1*], ***С. А. Аксенов*** [1,2]

[1] Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», Москва
[2] Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
[*] *dgafurova@hse.ru*

Ключевые слова: круговая ограниченная задача трех тел, точки либрации, периодические орбиты, численные методы, каталог орбит

В рамках круговой ограниченной задачи трёх тел исследуется динамика малого тела, находящегося в гравитационном поле двух массивных тел, которые движутся по круговым орбитам относительно их общего барицентра. Анализ периодических решений вблизи стационарных точек (точек либрации) позволяет моделировать траектории космических аппаратов на ранних этапах проектирования миссий.

Данная задача не имеет общего аналитического решения, поэтому для поиска периодических решений могут применяться различные численные подходы. Неустойчивость круговой ограниченной задачи трех тел усложняет численный поиск начальных условий периодических решений. В связи с этим ряд численных методов имеет ограниченную область применимости. В работе

будут представлены алгоритмы для расчета периодических орбит, которые позволяют рассчитывать неустойчивые и долгопериодические орбиты. С помощью этих методов были рассчитаны орбиты около точек либрации L_1 и L_2 в системе Земля-Луна.

Для систематического хранения информации о найденных семействах орбит был разработан интерактивный каталог орбит вокруг точек либрации. Данный сервис позволяет в интерактивном режиме получать карты начальных условий орбит, производить поиск орбит, удовлетворяющих заданным критериям, строить визуализации орбит и получать параметры траекторий. В отличие от существующих сервисов, данный каталог включает в себя как периодические, так и квазипериодические орбиты около точек либрации. Интерактивный каталог может быть полезен при баллистическом проектировании миссий для задачи быстрого поиска траектории, удовлетворяющей условиям миссии.

Работа подготовлена в ходе проведения исследования в рамках Программы фундаментальных исследований Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики» (НИУ ВШЭ) (HSE-BR-2025-079).

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ УСЛОВИЙ РАДИОВИДИМОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГАЛО-ОРБИТАХ ОКОЛО ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ L_1 И L_2 В СИСТЕМЕ СОЛНЦЕ–ЗЕМЛЯ

Н. Г. Юраков [1*], ***Д. Р. Гафурова*** [1], ***С. А. Аксенов*** [1, 2]

[1] Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», Москва
[2] Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
[*] *ngyurakov_1@edu.hse.ru*

Ключевые слова: Круговая ограниченная задача трех тел, гало-орбиты, точки либрации L_1 и L_2, радиовидимость, наземные станции, баллистическое проектирование

Гало-орбиты около коллинеарных точек либрации L_1 и L_2 системы Солнце-Земля используются как рабочие траектории космических аппаратов. Надёжность управления, приёма телеметрии и передачи целевой информации зависит от продолжительности радиовидимости аппарата с наземных станций. Недостаточный учёт этого фактора при проектировании миссии может потребовать последующих коррекций уже выбранной траектории. Цель работы — разработать методику оценки радиовидимости и применить её для сравнения северных и южных семейств гало-орбит около точек L_1 и L_2.

Для достижения цели решены задачи построения семейств, получения гладкого представления траекторий, моделирования геометрии связи и расчёта характеристик радиовидимости.

Исследование выполнено в рамках круговой ограниченной задачи трёх тел. Построены четыре семейства периодических гало-орбит, а численно полученные траектории аппроксимированы рядами Фурье. Геометрический критерий радиовидимости сформулирован через положение линии «станция-аппарат» относительно локального горизонта. Рассчитывались суточная длительность связи, число суток с полным отсутствием радиовидимости, а также максимальная и средняя продолжительность непрерывных серий таких суток. Рассмотрены станции Плесецк, Медвежьи Озёра и Уссурийск. Для детального сравнения семейств использовались 200 орбит, 36 значений начальной фазы системы Солнце–Земля и десятилетний интервал моделирования, что составило 7200 расчётных случаев для каждого семейства.

Полученные результаты показывают, что для российских наземных станций северные семейства обеспечивают существенно более благоприятные условия связи. Средняя суточная радиовидимость для северных семейств около L_1 и L_2 составила соответственно 18,70 и 18,73 ч, тогда как для южных — 5,13 и 5,11 ч. За десять лет среднее число суток без радиовидимости составило примерно 244–248 суток для северных и 2058–2064 суток для южных семейств; усреднённая по расчётной сетке максимальная длина непрерывного провала — около 13 и 101 суток соответственно. Среднюю суточную радиовидимость не менее 18 ч имели 59,5 % расчётных случаев северных семейств и ни одного случая южных. Начальная фаза изменяет положение и протяжённость областей высокой, малой и нулевой радиовидимости, а увеличение широты станции усиливает неравномерность её распределения во времени.

Для наземной инфраструктуры северного полушария определяющим фактором является пространственная ориентация гало-орбиты относительно плоскости эклиптики. Поэтому при выборе номинальной траектории радиовидимость следует оценивать как характеристику всего семейства с учётом периода орбиты, начальной фазы системы Солнце–Земля и расположения наземной станции. Разработанная методика может применяться на этапе баллистического проектирования длительных космических миссий.

Работа подготовлена в ходе проведения исследования в рамках Программы фундаментальных исследований Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики» (НИУ ВШЭ) (HSE-BR-2025-079).

СЕКЦИЯ 5. ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ И МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ В ИССЛЕДОВАНИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

КВАНТОВЫЕ РЕЗЕРВУАРНЫЕ НЕЙРОННЫЕ СЕТИ НА ОСНОВЕ ПРОСТРАНСТВ, СВОБОДНЫХ ОТ ДЕКОГЕРЕНЦИИ

В. В. Акшей [1], ***М. В. Алтайский*** [2*], ***Н. Е. Капуткина*** [3]

[1] Университет Махатмы Ганди, Керала, Индия
[2] Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
[3] Национальный исследовательский технологический университет МИСИС, Москва
[*] *altaisky@cosmos.ru*

Ключевые слова: квантовые нейронные сети, квантовая обработка информации

Представлены результаты численного моделирования 6-кубитной квантовой нейронной сети резервуарного типа, выходной слой которой выполнен в пространстве, свободном от декогеренции (DFS). Сеть использовалась в качестве классификатора входных квантовых состояний на запутанные и сепарабельные. Обучающие и распознаваемые состояния предъявлялись сети в течение конечного промежутка времени. Рассматривалось обучение с двухкубитным учителем и с учителем на основе сжатых двухмодовых состояний. В последнем случае сеть показала практически идеальное распознавание на тестовой выборке из 10 квантовых состояний. Предложенная модель может рассматриваться в качестве перспективного кандидата для функциональной базы будущих квантовых систем искусственного интеллекта.

РАЗВИТИЕ МОДЕЛЕЙ ГЛУБОКОГО ОБУЧЕНИЯ ДЛЯ АНАЛИЗА АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ОБЗОРОВ ВСЕГО НЕБА И МУЛЬТИСПЕКТРАЛЬНЫХ ДАННЫХ СПУТНИКОВОГО МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ

А. В. Мещеряков

Институт космических исследований Российской академии наук. Москва
mesch@cosmos.ru

Ключевые слова: глубокое обучение, астрономические обзоры неба, спутниковый мониторинг, Sentinel-2

В докладе рассматривается ряд нейросетевых архитектур энкодер-декодер в их развитии применительно к задачам распознавания объектов и определения их физических свойств по данным астрономических обзоров всего неба в микроволновом [1–3] и радио [4] диапазонах. Мы сравним современные астрономические нейросетевые модели на базе архитектуры U-Net с близкими семействами моделей [5], которые применяются в задачах мультиспектрального спутникового мониторинга для распознавания сельскохозяйственных объектов (полей и их рабочих участков) на поверхности Земли. Идея доклада состоит в том, что для лучших астрофизических карт и для лучших карт землепользования и разметки полей Земли могут эффективно применяться близкие нейросетевые подходы распознавания объектов (с рядом своих особенностей). В докладе мы рассмотрим возможности их объединения в рамках единой междисциплинарной нейросетевой модели распознавания объектов.

Литература

[1] *Soroka A., Meshcheryakov A., Gerasimov S.* Morphological classification of astronomical images with limited labelling // Astronomical Society of the Pacific Conference Series. 2022. Vol. 532. P. 307.

[2] *Voskresenskaia S., Lyskova N., Zaznobin I., Meshcheryakov A.* Compact: Mass-redshift properties of the galaxy cluster catalogue // Astronomy and Astrophysics. 2026. Vol. 711. P. A144.

[3] *Meshcheryakov A. V., Nemeshaeva A., Burenin R. A. et al.* An extended catalog of sunyaev-zeldovich objects from planck data with deep learning // Astronomy Letters. 2022. Vol. 48, no. 9. P. 479–496.

[4] *Hartley P., Bonaldi A., Braun R. et al.* Ska science data challenge 2: analysis and results // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2023. Vol. 523, no. 2. P. 1967–1993.

[5] *Мещеряков А. В., Епифанова А. С., Кашницкий А. В., Трошко К. А.* Нейросетевое детектирование границ сельскохозяйственных полей России по данным спутников группировки Sentinel-2. // Ломоносовские чтения. Научная конференция. 23 марта – 5 апреля 2026 г.: тезисы докладов. Т. 1. — М.: ООО МАКС Пресс, 2026. С. 99–100.

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ТРЕХМЕРНОГО РЕЛЬЕФА ЛУНЫ ПО СГЕНЕРИРОВАННЫМ СПУТНИКОВЫМ ДАННЫМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГЛУБОКИХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

М. В. Пупков [*] **, А. В. Просветов, А. В. Говоров, А. В. Андреев, В. Н. Назаров**

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

[*] *m.pupkov@cosmos.ru*

Ключевые слова: Реконструкция поверхности Луны, Фотограмметрия, Neural Radiance Fields, Gaussian Splatting, Surface-Aligned Gaussian Splatting

По мере того, как лунные исследования охватывают все более обширные территории, задача создания точных трехмерных топографических карт становится все более актуальной. Текущая работа посвящена возможности восстановления достаточно обширного участка лунной поверхности, на котором заметна роль кривизны небесного тела, по оптическим снимкам с помощью различных методов реконструкции, в том числе и основанных на применении нейронных сетей.

Традиционная фотограмметрия давно является надежным методом реконструкции рельефа местности по фотографическим данным. Однако с появлением машинного обучения и нейронных сетей появились такие передовые методы как Neural Radiance Fields (NeRF) и Gaussian Splatting. Эти новые методы используют возможности искусственного интеллекта для повышения точности и детализации изображений, приспосабливаясь к более сложному освещению и текстурам поверхностей. Исследование направлено на определение наиболее подходящих методов для будущих лунных миссий, способствующих оптимизации существующих алгоритмов реконструкции поверхности.

Для решения задачи реконструкции лунной поверхности использовался набор синтетически созданных изображений, близких к ожидаемым снимкам будущей лунной миссии «Луна-26». Такой подход позволяет проводить детальные попарные сравнения моделей-реконструкций с эталонной моделью участка Луны, изображения которого были получены в ходе моделирования.

В работе рассмотрено применение четырех методов реконструкции: классической фотограмметрии посредством программного обеспечения Agisoft Metashape, метода NeRF в рамках модели NeRFacto, а также метода Gaussian Splatting в рамках моделей SplatFacto и Surface-Aligned Gaussian Splatting. В ходе проведения визуального анализа, а также расчета численных показателей качества было выявлено, что каждый из методов реконструкции успешно справился с задачей восстановления лунной поверхности по оптическим данным.

Результаты указывают на перспективность нейросетевых подходов, заключающуюся в быстроте выполнения реконструкции, а также в возможности интегрирования данных другого типа, в том числе полученных и по радиометрическим измерениям.

ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ЗАДАЧ РАСЧЕТА КВАЗИПЕРИОДИЧЕСКИХ ОРБИТ ВОКРУГ КОЛЛИНЕАРНЫХ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ

Л. А. Пятко [1*], ***С. А. Аксенов*** [1, 2]

[1] Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», Москва
[2] Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
[*] *lapyatko@edu.hse.ru*

Ключевые слова: круговая ограниченная задача трех тел, коллинеарные точки либрации, квазипериодические орбиты, метод биекции, искусственные нейронные сети

Доклад посвящен разработке метода расчета орбит вокруг коллинеарных точек либрации в круговой ограниченной задаче трех тел (КОЗТ), основанного на классификации векторов состояния с помощью искусственной нейронной сети. КОЗТ исследует движение материальной точки в поле гравитационных сил, создаваемом двумя точечными массами, вращающимися вокруг общего барицентра по круговым орбитам. Во вращающейся (связанной с массивными телами) системе координат существуют периодические и квазипериодические

траектории вокруг стационарных точек, называемых точками либрации. Траектории вокруг коллинеарных (лежащих на оси, соединяющей точечные массы) точек либрации являются неустойчивыми, что существенно затрудняет их построение. Задача не имеет аналитического решения, а численные методы в силу неустойчивости номинальной траектории быстро от нее отклоняются, переходя на траектории так называемого неустойчивого многообразия. Для решения задачи расчета орбит вокруг точек либрации разработан ряд численных и асимптотических методов, обладающих ограниченными областями применимости. Одним из наиболее универсальных численных подходов к решению данной задачи является метод биекции, использующий структуру неустойчивого многообразия, состоящего из двух непересекающихся ветвей, разделенных номинальной орбитой. Целью работы является расширение области применимости этого метода за счет применения искусственных нейронных сетей.

Суть метода биекции состоит в итерационной коррекции вектора состояния, приближающей его к границе между двумя ветвями неустойчивого многообразия, которая и является искомой орбитой вокруг точки либрации. На каждой итерации необходимо определить, к какой из ветвей принадлежит траектория, то есть решить задачу классификации в шестимерном пространстве векторов состояния. Данную задачу предлагается решать с помощью искусственной нейронной сети. На первом этапе обучение осуществляется в некоторой области начальных условий, для которой классификация может быть проведена существующими методами, основанными, например, на геометрических критериях. Полученный классификатор используется для расчета орбит и расширения области начальных условий, для которой построена классификация, после чего процедура повторяется.

Разработанный метод применен к построению орбит вокруг точки либрации L_1 в системе Солнце-Земля. В работе показано, что различные области начальных условий, используемые в качестве первой обучающей выборки, приводят через несколько итераций к близким областям применимости модели, которые значительно расширяют области применимости методов, основанных на геометрических критериях.

Работа подготовлена в ходе проведения исследования в рамках Программы фундаментальных исследований Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики» (НИУ ВШЭ) (HSE-BR-2025-079).

СЕКЦИЯ 6. МОНИТОРИНГ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА И ПЛАНЕТАРНАЯ ЗАЩИТА

МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТОВ К СБЛИЖАЮЩИМСЯ С ЗЕМЛЕЙ АСТЕРОИДАМ ИЗ ОКРЕСТНОСТЕЙ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ-ЗЕМЛЯ

М. В. Пупков

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
m.pupkov@cosmos.ru

Ключевые слова: точки либрации, ограниченные орбиты, сближающиеся с Землей астероиды, потенциально опасные астероиды

Точки либрации представляют огромный научный интерес для космических миссий. Начиная с 1978 года на ограниченные орбиты около солнечно-земных точек либрации было выведено свыше десяти космических аппаратов (КА), причем вблизи точки L_1 в большинстве своем функционируют спутники для наблюдения Солнца, а около точки L_2 размещаются космические обсерватории и телескопы. Отличительные динамические свойства, которыми обладают точки либрации, открывают широкие возможности для планирования и космических миссий с другими целевыми задачами. В качестве одной из таких задач может быть изучение с близкого расстояния пролетающих рядом с Землей потенциально опасных астероидов, поскольку КА может функционировать длительное время на ограниченных орбитах вокруг точек либрации L_1 и L_2 системы Солнце-Земля, а также перемещаться между ними с минимальными топливными затратами, оставаясь в относительной близости от Земли и имея возможность пролетать в различных местах околоземного пространства.

В работе решается задача проектирования низкоэнергетических траекторий перелетов КА с орбиты, связанной с солнечно-земной точкой либрации L_1 или L_2, к сближающимся с Землей астероидам с последующим возвращением

в окрестность исходной точки либрации. Предлагается два подхода к расчету таких траекторий перелетов. Первый подход состоит в переводе КА на другую орбиту около исходной точки либрации, при движении по которой произойдет сближение КА с исследуемым астероидом. Второй подход заключается в перенаправлении КА на траекторию неустойчивого многообразия с целью сближения с целевым астероидом в пределах грависферы влияния Земли с последующим возвращением КА на ограниченную орбиту вокруг исходной точки либрации по траектории связанного с этой орбитой устойчивого многообразия. В обоих случаях КА всегда остается в относительной близости от Земли, а после завершения маневра сближения с астероидом продолжает функционировать в окрестности исходной точки либрации и, таким образом, может ожидать появления следующего небесного тела.

В ходе проведения исследований были разработаны две методики расчета траекторий перелетов КА к сближающимся с Землей астероидам, соответствующих описанным выше подходам. По предлагаемым методикам были спроектированы траектории перелетов к потенциально опасным астероидам Апофис, 2001 WN5 и 1997 XF11. Все расчеты проводились в эфемеридной модели с учетом гравитационных притяжений Солнца, Луны и всех планет Солнечной системы.

Результаты численного моделирования подтверждают возможность применения разработанных методик. Показано, что в большинстве случаев затраты характеристической скорости на реализацию соответствующих маневров составляют не более 200 м/с.

Таким образом, во время практической реализации первая методика может быть применена в случае необходимости выполнения оперативного перелета КА к целевому астероиду, а вторая – в случае наличия относительно большого запаса времени для осуществления перелета или в случае наличия малого запаса топлива на борту КА.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

А. А. Беляев

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
a.belyaev@cosmos.ru

Ключевые слова: околоземное космическое пространство, техногенные космические объекты, космическая система мониторинга, баллистическое построение

Непрерывный рост числа техногенных космических объектов (ТКО) в околоземном космическом пространстве (ОКП), обусловленный как накоплением фрагментов космического мусора, так и развёртыванием многоспутниковых группировок, делает крайне значимой задачу обеспечения безопасности космической деятельности в ОКП. Существующие наземные средства мониторинга, такие как оптические телескопы и радиолокационные станции, обладают принципиальными ограничениями: зависимостью от погодных условий, территориальным расположением и высокими эксплуатационными затратами, что обусловливает интерес к созданию космических систем мониторинга на основе бортовых оптико-электронных средств (ОЭС). Целью настоящей работы является демонстрация методики проектирования параметров баллистического построения космической системы мониторинга ОКП. В основе методики лежит геометрическое представление пространственной области ОКП, доступной для наблюдения при заданных параметрах орбиты космического аппарата (КА) мониторинга, угловых характеристиках ОЭС и условиях освещённости с учётом геометрии тени Земли и фазового угла Солнце – ТКО – КА мониторинга.

Проведён сравнительный анализ вариантов баллистического построения, отличающихся параметрами орбит КА-мониторинга, ориентацией оси визирования ОЭС, количеством КА мониторинга в группировке и их распределением на орбите с точки зрения показателей эффективности мониторинга ТКО в ОКП.

АВТОНОМНЫЙ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИЙ ТРОС КАК СРЕДСТВО БОРЬБЫ С РАДИАЦИОННЫМ И МЕТЕОРОИДНО-ТЕХНОГЕННЫМ ЗАСОРЕНИЕМ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

П. М. Бечаснов

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, Москва
bechasnov@bmstu.ru

Ключевые слова: электродинамический трос, космический мусор, радиационные пояса, дезактивация излучением

Околоземное космическое пространство характеризуется существенной радиационной нагрузкой на аппаратуру космических аппаратов, а техногенный космический мусор наряду с метеороидами естественного происхождения приводит к деградации их внешних поверхностей и потенциально к полному отказу. Это приводит к усложнению и удорожанию спутников, существенно снижая экономический потенциал освоения космического пространства. При этом существующие методы борьбы с указанными факторами малоэффективны.

Целью работы было проанализировать перспективы использования в данных целях автономного электродинамического троса, использующего для создания тока в длинном проводнике концевые бортовые эмиттеры электронов и ионов, формируемых за счет ионизации собственного рабочего тела. Благодаря этому система может функционировать независимо от параметров окружающей плазмы, в отличие от классического электродинамического троса, и обеспечивать значительный ток при сравнительно небольшой длине, позволяющей обеспечить сравнительно жесткую и произвольно ориентируемую конструкцию. Создаваемый ток может взаимодействовать с магнитным полем Земли для создания тяги с малым расходом рабочего тела по сравнению с традиционными электрореактивными двигателями. Одновременно проводящий трос может использоваться как излучатель, что позволяет использовать его в задаче активной дезактивации радиационных поясов Земли

Оценки показателей эффективности предлагаемой системы делались из базовых физических закономерностей с привлечением сведений из литературных источников о значениях определяющих параметров. Её целевые характеристики оценены на конкретных примерах проведения оптимизации. Результаты проведенных расчетов проводились для получения грубых

оценок проектных параметров и формирования выводов о перспективности дальнейших исследований в данном направлении.

В результате работы было показано, что предлагаемая система может обеспечить маневрирование по всем орбитальным параметрам при низком расходе рабочего тела (достижим удельный импульс порядка сотен тысяч метров в секунду), позволяющем длительную автономную работу с посещением различных объектов космического мусора, а уровень тяги (порядка 10-20 кВт/Н) достаточен для их утилизации сведением в атмосферу с последующим восстановлением параметров движения самого аппарата. В задаче же дезактивации радиационных поясов трос длиной в сотни метров имеет высокий КПД излучения в области особо низких и сверхнизких частот, что позволяет использовать данный принцип для борьбы в том числе с высокоэнергичными частицами.

Таким образом, можно сделать вывод, что система на основе автономного электродинамического троса имеет потенциально высокие характеристики и целесообразны её дальнейшие исследования с выходом на летный эксперимент в целях устранения радиационного и метеороидно-техногенного засорения околоземного космического пространства.

СЦЕНАРИИ ПРИМЕНЕНИЯ МАЛЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ АСТЕРОИДОВ В ЗАДАЧАХ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ

О. С. Черненко [*]***, Н. А. Эйсмонт, В. А. Зубко, М. В. Пупков***

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва

[*] *o.chernenko@cosmos.ru*

Ключевые слова: околоземные астероиды, резонансные орбиты, планетарная защита

Освоение ресурсов малых тел Солнечной системы предполагает создание технологий обнаружения, исследования, посадки и управляемого изменения движения околоземных астероидов. Те же технологии могут быть использованы при формировании системы планетарной защиты. В настоящей работе исследуется концепция заблаговременного перевода малых околоземных астероидов на длительно существующие орбиты ожидания в окрестности орбиты Земли с их последующим применением в качестве кинетических ударников для отклонения опасного астероида.

На подготовительном этапе выполняется поиск малых околоземных астероидов, доступных для осуществления миссии. Для каждого объекта определяются окна перелёта космического аппарата, энергетические затраты на достижение астероида и возможность последующего изменения его орбиты. После посадки космический аппарат сообщает астероиду требуемый импульс и переводит его с исходной естественной орбиты на резонансную квазисинхронную гелиоцентрическую орбиту. Такие орбиты рассматриваются как орбиты ожидания, обеспечивающие регулярные возвраты в окрестность Земли. При необходимости прикладываются малые корректирующие импульсы для сохранения требуемого режима движения.

После обнаружения угрозы выбирается один или несколько заранее подготовленных астероидов, для которых обеспечивается требуемая временная и энергетическая доступность. Астероиду-ударнику сообщается импульс, переводящий его на траекторию гравитационного манёвра у Земли, что позволяет без дополнительных энергетических затрат изменить направление гелиоцентрической скорости ударника и сформировать траекторию его встречи с опасным астероидом.

Для предварительного поиска применяются решение задачи Ламберта и модель склеенных конических сечений. Наиболее перспективные решения проверяются интегрированием в полной эфемеридной модели с учётом притяжения Солнца, Земли, Луны, Венеры, Марса и барицентра системы Юпитера. Такой подход даёт возможность выполнить широкий перебор возможных вариантов и одновременно обеспечить физическую проверку всей траектории. В качестве потенциальных ударников рассмотрены шесть реальных малых околоземных астероидов, для которых были получены устойчивые орбиты ожидания. Для проверки работоспособности архитектуры миссии сформированы четыре модельных сценария столкновения опасного астероида с Землёй в интервале 2041–2049 гг. В качестве физических прототипов использованы известные потенциально опасные околоземные астероиды различного размера и массы. Каждая траектория была уточнена в полной модели до входа в атмосферу Земли на высоте 100 км.

По результатам расчётов выделены сочетания астероидов-ударников и модельных опасных объектов, для которых обеспечивается последовательное выполнение всех этапов рассматриваемой схемы. Для найденных сценариев выполнено моделирование передачи импульса при столкновении. Рассмотрены значения коэффициента усиления импульса, соответствующие различным предположениям о выбросе вещества с поверхности опасного астероида.

СЕКЦИЯ 7. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ СХЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЙ МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

О МАЛОБЮДЖЕТНОЙ МИССИИ ИССЛЕДОВАНИЯ БОЛЬШОГО ЧИСЛА АСТЕРОИДОВ С ПРОЛЁТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ

А. А. Суханов

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
sukhanov@cosmos.ru

Ключевые слова: космический аппарат, пояс астероидов, гравитационный манёвр, характеристическая скорость

Исследование астероидов представляет большой интерес для науки, в связи с чем за прошедшие полвека космическими аппаратами (КА) было исследовано 20 астероидов с близкого расстояния, из них 12 с пролётных траекторий; ещё несколько миссий к астероидам планируются в ближайшие годы.

В представленном докладе рассматривается возможность осуществления малобюджетного проекта исследования большого числа астероидов космическими аппаратами с пролётных траекторий. Идея такой миссии заключается в следующем: несколько идентичных КА запускаются одним носителем к Венере и совершают перелёт Земля-Венера-Земля-пояс астероидов. Манёвр Земля-Венера-Земля (ЗВЗ) увеличивает время полёта до пояса астероидов по сравнению с прямым перелётом, но при этом существенно снижает ΔV старта с околоземной орбиты. Кроме того, этот манёвр способствует разведению КА по разным траекториям; с этой целью могут потребоваться также небольшие (не более 100 м/с) импульсы доразгона, индивидуальные для каждого КА. Достигнув пояса астероидов, каждый КА сближается с крупным астероидом, возвращается к Земле и совершает гравитационный манёвр, в результате которого направляется к другому крупному астероиду, и т.д. Помимо крупного астероида, каждый КА на каждом участке траектории Земля-Земля может сблизиться с двумя-тремя небольшими астероидами. Таким образом, за 10 лет полёта каждый КА может

сблизиться с тремя крупными астероидами (главные цели) и шестью-восемью небольшими (вторичные цели).

Низкая стоимость миссии обеспечивается использованием идентичных КА (требуется разработка только одного космического аппарата) и манёвра ЗВЗ. Приводится пример такой миссии для 10-летнего полёта десяти КА, запущенных одним носителем в 2034 г. В качестве критерия отбора астероидов были приняты их размеры: не менее 100 км для главных целей и не менее 1 км для вторичных. Пример демонстрирует осуществимость подобной миссии при суммарных затратах характеристической скорости (включая импульс доразгона на околоземной орбите) не более 500 м/с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ АСТЕРОИДА С ПРОЛЁТНОЙ ТРАЕКТОРИИ

А. А. Суханов

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
sukhanov@cosmos.ru

Ключевые слова: космический аппарат, астероид, масса астероида, оптические наблюдения

Исследование астероидов с пролётных траекторий позволяет получить лишь ограниченный объём данных об астероиде. В частности, практически невозможно определить массу астероида (за исключением самых крупных астероидов) по измерениям возмущения траектории космического аппарата гравитационным полем астероида ввиду крайней слабости этого поля почти у всех астероидов.

В 1985 г. сотрудник Национального центра космических исследований Франции (CNES) A. Perret предложил метод определения масс астероидов с помощью бортовых оптических наблюдений пассивного зонда, сбрасываемого с космического аппарата во время пролёта астероида [1].

В предлагаемом докладе приводится детальный анализ метода A. Perret. Определён оптимальный угол отделения астероида по отношению к вектору скорости космического аппарата.

Литература

[1] *Perret A.* Mass Determination of a Small Body in Solar System by Using a Test Mass During a Fly-by. // Acta Astronautica. 1985. V. 12. No. 1. P. 41–44.

ПЕРЕЛЁТ К АПОФИСУ ВО ВРЕМЯ ЕГО ПРОЛЁТА ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО МАНЁВРА У ЛУНЫ

А. В. Иванюхин [1, 2]

[1] Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики МАИ, Москва
[2] Российский университет дружбы народов им. П. Лумумбы, Москва
ivanyukhin.a@yandex.ru

Ключевые слова: гравитационный манёвр, оптимальное управление, Луна, Апофис, астероидно-кометная опасность

Рассмотрен вариант перелета к околоземному астероиду Апофис (99942, Apophis) в момент его сближения с Землёй в 2029 году, использующий гравитационный манёвр у Луны для снижения затрат топлива для сближения КА с Апофисом.

Рассматривается схема перелёта космического аппарата (КА) к Апофису в окрестность перицентра пролётной гиперболы с использованием гравитационного манёвра у Луны для снижения затрат характеристической скорости. Предполагается, что КА стартует с низкой опорной орбиты и с помощью разгонного блока (РБ) переводится на траекторию перелёта к Луне, в момент пролёта Луны совершается гравитационный манёвр и КА переходит на эллиптическую орбиту с большим эксцентриситетом, после чего происходит перелёт к Апофису.

Анализ параметров гравитационного манёвра у Луны проводится в рамках метода грависфер нулевой протяжённости. Активные манёвры рассматриваются в импульсной постановке на основе решения задачи Эйлера-Ламберта. Проводится оптимизация траектории перелёта с целью снижения затрат скорости на перелёт. Проведён анализ параметров гравитационного манёвра в зависимости от параметров низкой околоземной орбиты. Приводятся численные примеры расчета траекторий.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-79-30009, https://rscf.ru/project/25-79-30009/.

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВОЗВРАТА МАЛОГАБАРИТНОЙ КАПСУЛЫ С ОБРАЗЦАМИ ГРУНТА С ПОВЕРХНОСТИ НЕБЕСНОГО ТЕЛА

О. С. Черненко [*]***, Н. А. Эйсмонт, В. А. Зубко***

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
[*] *o.chernenko@cosmos.ru*

Ключевые слова: возврат образцов грунта, механическая центрифуга, лунный грунт

В связи с развитием технологий исследования и использования внеземных ресурсов возрастает актуальность создания транспортных систем, предназначенных для регулярной доставки на Землю небольших партий вещества с поверхности небесного тела. Традиционные схемы возврата образцов предусматривают применение взлётной ступени и ракетного разгонного блока, что существенно усложняет состав миссии и повышает её стоимость. В настоящей работе исследуется альтернативная концепция прямого баллистического возврата малогабаритной капсулы с поверхности небесного тела на примере Луны после механического разгона стационарной установкой типа центрифуги.

Рассматривается капсула массой от 10 до 50 кг, предназначенная для транспортировки образцов лунного грунта или другого малогабаритного груза. После раскрутки капсула отделяется по касательной к поверхности Луны со скоростью, превышающей локальную вторую космическую скорость на величину, необходимую для формирования траектории перелёта к Земле. После отделения активные манёвры не выполняются, а движение происходит по пассивной баллистической траектории. Критерием успешного возврата принято нисходящее пересечение контрольной сферы на высоте 100 км над поверхностью Земли. Движение в атмосфере ниже этой высоты на рассматриваемом этапе не моделировалось.

Вектор проектных параметров включал селенографические координаты стартовой площадки, календарную эпоху отделения, азимут касательного запуска и превышение скорости над второй космической скоростью Луны. Начальное состояние капсулы формировалось в связанной с Луной системе MOON ME и преобразовывалось в геоцентрическую инерциальную систему J2000 с учётом положения и скорости центра

Луны, вращения связанной системы координат и движения точки поверхности. При интегрировании учитывались центральное притяжение Земли и дифференциальные возмущения от Луны и Солнца по эфемеридам. Итоговые решения проверялись методом Рунге–Кутты с относительной точностью 10–11 и точной регистрацией события пересечения высоты 100 км над поверхностью Земли.

В результате глобального сканирования поверхности Луны построен каталог из 933 площадок на сетке с шагом 5°. Для 721 площадки получено точное нисходящее пересечение высоты 100 км, при этом 652 решения удовлетворяют предварительному диапазону углов входа в атмосферу от 5° до 15°. Для подробного анализа выбраны девять площадок, представляющих минимум энергетических затрат, сокращённое время перелёта, северный и южный сценарии размещения центрифуги, а также научно и ресурсно значимые районы посадки космического аппарата «Чанъэ-5», кратера Меран G и геохимической области Procellarum KREEP Terrane. На интервале 2030–2040 гг. проверено 1323 лунных цикла. Для большинства площадок допустимые окна повторяются примерно через 27,3 сут., а их медианная временная ширина составляет 6–12 ч. Полученные результаты подтверждают принципиальную баллистическую реализуемость прямого механического возврата малогабаритной капсулы с Луны без ракетного разгонного блока на участке Луна–Земля.

СЕКЦИЯ 8. ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ИНФРАСТРУКТУРЫ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ КОСМИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ

УСКОРЕНИЕ УСТАНОВИВШЕГОСЯ СОСТОЯНИЯ: ИННОВАЦИОННЫЕ СТРАТЕГИИ МОНИТОРИНГА И СОКРАЩЕНИЯ ВРЕМЕНИ ПЕРЕХОДА

Е. Д. Суровяткина

Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
selena@cosmos.ru

Ключевые слова: критические проблемы, методы стабилизации, бифуркации

Рассматриваются критические проблемы и методы стабилизации, связанные с технологиями использования космических ресурсов (SRU), также известными как использование ресурсов на месте (ISRU). Системы SRU, функционирующие в суровых и не до конца изученных условиях, сталкиваются со значительными проблемами стабильности из-за зависимости от сложных замкнутых технологических циклов.

Ключевыми факторами, способствующими нестабильности, являются экстремальные перепады температур, абразивное и неоднородное сырье, а также изменение гидродинамики в условиях пониженной гравитации и микрогравитации. Кроме того, жесткие требования к балансу массы и энергии делают необходимым точный цикл повторного использования ресурсов, при котором даже незначительные колебания могут поставить под угрозу работу всей системы.

Процесс стабилизации может занять годы из-за таких препятствий, как невозможность точного воспроизведения космических условий на Земле, значительные задержки сигнала при связи с удаленными объектами и сложности с итеративной доработкой оборудования, вызванные строгими требованиями к безопасности. Поскольку космические миссии все больше зависят от этих технологий, понимание и устранение основных причин

нестабильности имеют решающее значение для успешной долгосрочной эксплуатации систем на внеземных телах.

В докладе будет представлен подход, позволяющий контролировать и существенно сократить время создания линии установившегося режима.

ТРАНСПОРТНАЯ ИНФРАСТРУКТУРА НА ОСНОВЕ НЕРАКЕТНЫХ СПОСОБОВ УСКОРЕНИЯ ГРУЗОВ

П. М. Бечаснов

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, Москва
bechasnov@bmstu.ru

Ключевые слова: освоение космических ресурсов, космическая транспортная инфраструктура, неракетное ускорение грузов, орбитальные ротоваторы

Изначально ракетный способ ускорения был предложен К. Э. Циолковским для исследования космического пространства как обладающий способностью создавать ускорение в любой точке пространства. Он позволяет организовать гибкие маршруты движения для исследовательских зондов, однако при переходе от исследования к освоению ресурсов космических пространств начинает сказываться такой его недостаток как зависимость доли доставляемого груза от массового совершенства конструкции и удельного импульса двигателя. Это приводит к большому расходу топлива, соответственно, значительным размерам и стоимости кораблей, и в итоге — высокой стоимости доставки космических ресурсов, уже самой по себе делающей нерентабельной их разработку.

Поэтому целью данной работы был поставлено формирование концепции экономически эффективной транспортной инфраструктуры для перевозок по устоявшимся маршрутам в пределах ближнего космоса. Для этого решались такие задачи как сравнительный анализ способов неракетного ускорения грузов, определение достижимых параметров наиболее экономически эффективных вариантов и синтез облика грузовой транспортной инфраструктуры наряду с определением направлений её использования в интересах инфраструктуры пассажирской.

Исследование проводилось на основе анализа литературных источников по ранее предложенным способам неракетного ускорения, математического моделирования выбранных вариантов и проведения баллистических расчётов для поверки эффективности сформированной концепции транспортной системы.

Полученные в результате работы результаты показывают, что при выведении грузов с массивных тел ракетный способ практически не имеет альтернатив. Задача может быть только несколько облегчена подхватом груза в верхней точке траектории.

В качестве основы транспортной инфраструктуры предлагается использовать ротоваторы из полимерных материалов со скоростями метания до 2,4-2,6 км/с. Они должны обеспечивать поставку грузов к центру вращения и метание с перегрузками в десятки единиц. Это позволяет сократить длину троса при его утолщении, упрощая сборку и повышая безопасность, а также исключает стыковку с концом троса, характерную для ранее предлагавшихся вариантов. Метаемый грузовой контейнер имеет двигатели на долгохранимых компонентах для маневров довыведения и коррекции. Ротоватор может также использоваться для запуска грузов с безатмосферных тел.

Для торможения грузов предлагается использовать подхват заторможенным ротоватором. В последнем случае допустимая относительная скорость меньше, чем скорость метания при тех же технологиях ротоватора. При её недостаточности применяется однократное или многократное аэроторможение в зависимости от назначения груза или ракетное подтормаживание контейнера.

Такая грузовая система используется для доставки топлива, воды, материалов или электроники в противоперегрузочной упаковке. Для пилотируемых или хрупких аппаратов применяются только ракетные маневры с попутной дозаправкой доставляемыми грузами.

Предложенная транспортная инфраструктура обеспечивает кратное снижение потребного расхода топлива и многоразовое использование практически всех её элементов. Сформирован облик такой инфраструктуры для сообщения с Луной, Марсом и Венерой, а также для доставки грузов, например, с Психеи.

Предлагается проведение летного эксперимента с модельным ротоватором.

ТВЕРДОТЕЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Д. М. Кравченко [1*], ***А. Ш. Козаев*** [1], ***С. С. Ткачев*** [2], ***С. А. Шестаков*** [2]

[1] Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский центр им. М. В. Келдыша», Москва

[2] Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва

[*] *danykrav@yandex.ru*

Ключевые слова: твердотопливный двигатель, система стабилизации, ошибка установки

Развитие малых космических аппаратов (КА), в том числе аппаратов формата CubeSat, сопровождается расширением круга задач, для решения которых требуется наличие собственной двигательной установки. На ранних этапах CubeSat рассматривались преимущественно как образовательные и технологические аппараты с ограниченным сроком активного существования. В настоящее время они используются для демонстрации новых технологий дистанционного зондирования Земли, научных измерений, отработки межспутникового взаимодействия, построения малых группировок и проведения инспекционных миссий. В этих условиях двигательная установка рассматривается как средство повышения автономности аппарата: она позволяет выполнять коррекцию орбиты, фазирование, разведение, поддержание высоты, увод с орбиты, а в отдельных случаях — манёвры сближения и инспекции. Выбор конкретного типа установки определяется не только требуемым суммарным импульсом, но и массогабаритными ограничениями аппарата, доступной электрической мощностью, допустимыми требованиями безопасности при запуске, точностью управления, необходимостью многократных включений и уровнем технологической готовности.

Твердотопливные двигатели предлагают высокую плотность запасаемой энергии и возможности получить значительный суммарный импульс в ограниченном объёме за короткое время. Это одновременно является и преимуществом, и недостатком: большой импульс при небольшом отклонении вектора тяги от центра масс приводит к появлению большого момента, который, как правило, не может быть скомпенсирован системой управления ориентацией КА. Это приводит к дестабилизации углового движения и неэффективности функционирования двигателя.

В работе предлагается конструкция двигателя, которая включает одно основное сопло и несколько вспомогательных. Открытие и закрытие последних обеспечивается встроенной в двигатель системой управления, что позволяет существенно скомпенсировать возникающий момент. В работе приведена общая схема двигателя, расчет количества вспомогательных сопел и их расположение, а также алгоритмы, позволяющие за короткое время оценить возникающий момент и сформировать управляющие команды для формирования компенсирующего момента.

ОСНОВНЫЕ ПОДХОДЫ К МОДЕЛИРОВАНИЮ БОРТОВОГО ПЕРЕДАТЧИКА НАУЧНОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Т. В. Полякова [1, 2 *], ***А. С. Косов*** [1]

[1] Институт космических исследований Российской академии наук, Москва
[2] Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, Москва
[*] *tpolyakova@bmstu.ru*

Ключевые слова: бортовое оборудование, метод конечных элементов, метод Крейга-Бэмптона, модальный анализ, космический аппарат

Задача включает в себя проработку теоретических основ и практических расчетов методом конечных элементов (МКЭ) для моделей бортового оборудования КА. Механическая конструкция прибора (БУСНИ ТГК) для реализации быстрого канала передачи научной информации бортового ионозонда на наземные приемные станции должна удовлетворять ряду требований, в том числе, выдерживать синусоидальные вибрации и ударные нагрузки во время запуска. КЭМ должна позволять рассчитывать положение центра масс составных частей прибора, резонансные частоты колебаний, значения ускорений в различных точках прибора, возникших от внешних воздействий (удары, вибрация) на прибор.

Методология Крейга-Бэмптона широко используется в аэрокосмической промышленности для преобразования характеристик больших конечно-элементных моделей в набор относительно небольших матриц, содержащих информацию о массе, жесткости и форме колебаний, которые задают основные низкочастотные характеристики конструкции. Она широко рассмотрена в ряде российских и зарубежных статей.

Рассмотрена задача подготовки геометрической модели для анализа динамики с использованием метода статической

и динамической конденсации космического прибора в составе многокомпонентной механической системы, используется МКЭ и метод Крейга-Бэмптона для редукции матриц МКЭ-модели тела. Определены инерционно-массовые характеристики компонентов оборудования внутри блока и построены связи с системами креплений для каждого компонента соответственно. Для модели SEND, являющейся нижней фиксирующей частью платформ прибора, был выполнен модальный анализ. (1) Была проведена подготовка геометрии платформы SEND с гибридной совместной сеткой, построенной вытяжкой внутри блоков. Половина модели (до применения симметрии) содержит 323 компоненты (из них 297 блоков сетки), построенных вручную (количество узлов в модели — 330195, элементов — 290964). (2) На полученной модели платформы SEND с использованием MPC элементов был выполнен расчет по модальному анализу (количество узлов в модели — 584341, элементов — 484316). Основной результат работы — развитие методов проектирования КЭМ бортовой аппаратуры при испытаниях ее на внешние воздействующие факторы. Базовые основы методики в перспективе могут быть использованы для космических проектов.

КОНЦЕПЦИЯ МНОГОРАЗОВОЙ ТРОСОВОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ КАК БАЗОВОГО ЭЛЕМЕНТА ИНФРАСТРУКТУРЫ ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ

К. Э. Ризаев [*]***, П. М. Бечаснов***

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, Москва
[*] *kamal.el.rzv@gmail.com*

Ключевые слова: тросовый ротоватор, безтопливный разгон, транспортная инфраструктура, освоение космических ресурсов, электродинамический трос

Освоение ресурсов космических тел требует создания экономически эффективной транспортной инфраструктуры для устоявшихся грузовых маршрутов. Применение одноразовых разгонных блоков сопряжено с высокими затратами и ведёт к техногенному загрязнению околоземного пространства отработавшими ступенями. Целью работы является формирование концепции многоразового орбитального тросового ротоватора для безтопливного разгона грузов к высоким энергетическим орбитам и отлётным траекториям, а также проверка её реализуемости на конкретном расчётном примере.

Исследование выполнено методами орбитальной механики, математического моделирования динамики тросовых систем численным интегрированием уравнений движения методом Рунге-Кутты и параметрического стоимостного анализа по методологии TRANSCOST. В соответствии с концепцией транспортной инфраструктуры на основе неракетных способов ускорения груз подаётся к центру вращения ротоватора, что позволяет сократить длину троса при его утолщении и исключает стыковку с концом троса, характерную для ранее предлагавшихся вариантов. Полезная нагрузка стыкуется в центре масс, где центростремительное ускорение близко к нулю, и транспортируется к точке отделения по сдвоенным тросам-рельсам автономным роботом-ползуном.

Реализуемость концепции проверена на примере варианта, рассчитанного для разгона груза массой 3 т с круговой экваториальной орбиты высотой 1000 км. Для этого примера получены согласованные между собой параметры: равнопрочный модульный трос из углеродного волокна в отказоустойчивой структуре при длине порядка 6 км и скорости кончика 2400 м/с, масса троса порядка 80 т, восполнение орбитального импульса и кинетического момента электродинамическим тросом с автономной генерацией электронов при питании от ядерной энергоустановки, причём указанные задачи решаются в двух взаимоисключающих режимах управления током с суммарной длительностью цикла около 50 суток. Для данной конфигурации выполнена количественная оценка переходного процесса разгрузки троса при отделении груза и обоснован состав мер демпфирования возникающих колебаний. Технико-экономическая оценка показала достижение паритета с серийными одноразовыми разгонными блоками на границе расчётного ресурса, при этом эффективность возрастает с увеличением ресурса и частоты циклов.

Приведённые параметры не являются окончательными и служат иллюстрацией работоспособности концепции; при изменении массы груза, целевой орбиты и характеристик применяемых материалов облик системы подлежит соответствующей адаптации. Основной эффект достигается не от применения единичного ротоватора, а от интеграции таких систем в транспортную сеть. Рассмотрены схемы доставки грузов в окрестность точки L_2 системы Земля-Луна, к Луне и к астероиду Психея с использованием разгонного ротоватора у Земли, промежуточного звена на высокой орбите и принимающих ротоваторов у цели, обеспечивающих торможение груза без расхода топлива и организацию обратного грузопотока.

ИТОГОВЫЙ ДОКУМЕНТ

РЕЗОЛЮЦИЯ

научно-практической конференции
«Перспективные технологии
освоения ресурсов космического пространства»

С 8 по 11 сентября 2026 года в Представительстве «Интеркосмос» (г. Таруса, Калужская область) состоялась научно-практическая конференция «Перспективные технологии освоения ресурсов космического пространства — 2026». Организатор мероприятия — Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН).

В работе конференции приняли участие специалисты академических и вузовских научных центров, предприятий ракетно-космической отрасли.

В рамках планирования исследований ресурсных потенциалов небесных тел, разработки технологий добычи их ресурсов и планирования соответствующих исследовательских миссий на пленарном и секционных заседаниях были рассмотрены доклады по следующим направлениям исследований космоса:

- небесная механика и баллистическое обеспечение многоцелевых миссий;
- проектирование объектов лунной инфраструктуры и окололунного пространства в целях проведения научных исследований, а также разведки и добычи редкоземельных материалов;
- баллистические схемы исследовательских миссий к Венере, Марсу и малым небесным телам;
- мониторинг околоземного пространства и вопросы планетарной защиты;
- применение методов искусственного интеллекта, машинного обучения и анализа данных в космических исследованиях.

Участники конференции отмечают:

– особую роль Луны в направлении разработки технологий добычи ресурсов как ближайшего к Земле и наиболее изученного небесного тела, возможной площадки для создания транспортировочных баз и развития ресурсодобывающей инфраструктуры;

– стратегический переход мировой лунной программы от этапа разведочных посадок к ресурсно-инфраструктурной фазе, в которой создание постоянно действующих лунных станций становится центральным элементом в расширении присутствия человечества в космическом пространстве;

– приоритетную роль редкоземельных материалов как элемента экономической целесообразности освоения окололунного пространства, водяного льда как ключевого ресурса для жизнеобеспечения, производства ракетного топлива и создания энергетических циклов;

– возрастающую научную и прикладную значимость астероидов как перспективного источника внеземных ресурсов (редкоземельных металлов и минерального сырья, воды, летучих соединений) и естественных объектов для отработки технологий добычи в условиях микрогравитации;

– актуальность работ по оценке доступного к разработке ресурсного потенциала небесных тел, в том числе сближающихся с Землёй астероидов, транснептуновых объектов и объектов внешней Солнечной системы, а также методик определения физических характеристик и массы малых тел с пролётных траекторий;

– важную роль при решении транспортных задач в космическом пространстве неракетных способов перемещения грузов между небесными телами, среди которых использование многоразовых тросовых транспортных систем, центрифуг, электромагнитных устройств, космического лифта, солнечного паруса;

– сохраняющуюся актуальность фундаментальных задач небесной механики, баллистического обеспечения миссий, а также мониторинга космического пространства и планетарной защиты как неотъемлемых элементов безопасности логистических коридоров и долговременной эксплуатации лунных объектов.

Участники конференции считают целесообразным:

1. Считать первостепенной задачей создание отечественной инфраструктуры на поверхности Луны и в окололунном пространстве, обеспечивающей лидирующие позиции Российской Федерации в мировом процессе освоения внеземных ресурсов.
2. Создание инфраструктуры для полетов к Луне и доставки грузов с Луны с использованием обходных траекторий и грависферного эффекта. Создание транспортной инфраструктуры, реализующей взаимосвязанную цепочку обмена грузами «Земля – околоземная орбитальная станция – орбита лунного спутника – поверхность Луны – орбита лунного спутника – околоземная орбитальная станция».
3. Продолжать исследования в направлении проектирования исследовательских миссий в Солнечной системе, в том числе с использованием малых космических аппаратов и универсальных малых платформ.
4. Закрепить статус конференции «Перспективные технологии освоения ресурсов космического пространства» как регулярной площадки для координации исследований, ориентированных на создание и эксплуатацию внеземной инфраструктуры, в том числе лунной.
5. Расширять научно-техническое сотрудничество в рамках двусторонних соглашений и многосторонних инициатив, ориентированных на совместную отработку стандартов, обмен данными дистанционного зондирования и координацию логистических миссий.
6. Обеспечить публикацию материалов конференции в рецензируемых научных изданиях и сформировать тематический сборник, посвящённый инженерно-технологическим аспектам создания лунных баз.

Публикация материалов конференции

По итогам конференции участникам предлагается подготовить и направить статьи для публикации в профильных журналах институтов РАН:

1. ***«Космические исследования»*** (К1, ВАК, РИНЦ). Журнал выходит в печатном и электронном виде. Публикации принимаются по тематике докладов, представленных в программе конференции.

Подача осуществляется только через электронную форму, размещённую на сайте: https://journals.rcsi.science/0023-4206/user.

2. ***«Научные труды Института астрономии РАН»*** (К1, ВАК). Журнал выходит в печатном и электронном виде. Публикации принимаются по докладам, представленным в программе конференции.

Подача осуществляется в электронном виде. Всю информацию для авторов можно найти на сайте журнала по адресу: http://www.inasan.ru/scientific_activities/publications/books/. Срок приёма статей — до 31.10.2026 года.

3. ***«Земля и Вселенная»*** (РИНЦ). Научно-популярный журнал, выходит в печатном и электронном виде. Публикации принимаются по тематике докладов, представленных в программе конференции.

Подача осуществляется в электронном виде, инструкции можно найти по адресу https://iki.cosmos.ru/journal/Z-i-V.

Участники конференции выражают благодарность Институту космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) и Представительству «Интеркосмос» за высокий уровень организации мероприятия, создание продуктивной среды для междисциплинарного диалога и поддержку исследований, направленных на практическое освоение ресурсов космического пространства.

Резолюция принята участниками конференции
11 сентября 2026 года.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3

Программа конференции 5
Вторник 8 сентября 6
Среда 9 сентября 8
Четверг 10 сентября 12
Пятница 11 сентября 15

Тезисы докладов. 17
Пленарная секция 18
Секция 1. Теоретические и прикладные задачи небесной механики 23
Секция 2. Вопросы проектирования окололунных орбит 27
Секция 3. Баллистические аспекты миссий к Венере и транснептуновым объектам 39
Секция 4. Проектирование ограниченных орбит в окрестностях точек либрации 46
Секция 5. Применение нейронных сетей и методов машинного обучения в исследованиях космического пространства 52
Секция 6. Мониторинг околоземного пространства и планетарная защита 57
Секция 7. Баллистические схемы исследований малых небесных тел 63
Секция 8. Проблемы создания инфраструктуры для разработки космических ресурсов 68

Итоговый документ. 75

Научное издание

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ОСВОЕНИЯ РЕСУРСОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Сборник тезисов
Научно-практической конференции

Представительство «Интеркосмос»
г. Таруса, Калужская обл.

8–11 сентября 2026 г.

Под редакцией Л. М. Зеленого

Серия «МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА»

Подписано в печать 04.09.2026. Формат 60x90/16.
Бумага офсетная. Печать цифровая.
Усл.печ.л. 3,66. Тираж 75. Заказ 4223.

Компьютерная верстка: *Федяев К. С.*

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

Электронная версия сборника размещена на сайте ИКИ РАН
https://iki.cosmos.ru/research
и на сайте Российской научной электронной библиотеки https://elibrary.ru/