



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

**М.Ю. Овчинников, К.Р. Корнеев,
М.Г. Ширококов, А.А. Петрукович,
О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин,
Д.А. Горинов, А.Н. Карутин,
Т.Т. Мамедов, А.В. Кошлаков,
Н.А. Юданов, П.А. Дронов,
А.Н. Нестеренко,
С.Ю. Приданников, О.В. Толстель,
В.А. Шуршаков, О.А. Иванова**

Миссия к Венере на базе
универсальной
малогобаритной платформы
с ЭРДУ

Статья доступна по лицензии
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Миссия к Венере на базе универсальной малогобаритной платформы с ЭРДУ / М.Ю. Овчинников [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2026. № 7. 30 с. EDN: [AWNHLH](https://doi.org/10.26907/2071-2898.2026.7.30)
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2026-7>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
Российской академии наук**

**М.Ю. Овчинников, К.Р. Корнеев, М.Г. Ширококов,
А.А. Петрукович, О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин, Д.А. Горинов,
А.Н. Карутин, Т.Т. Мамедов, А.В. Кошлаков, Н.А. Юданов,
П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко, С.Ю. Приданников,
О.В. Толстель, В.А. Шуршаков, О.А. Иванова**

**Миссия к Венере на базе универсальной
малогоабаритной платформы с ЭРДУ**

Москва — 2026

М.Ю. Овчинников, К.Р. Корнеев, М.Г. Ширококов, А.А. Петрукович, О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин, Д.А. Горинов, А.Н. Карутин, Т.Т. Мамедов, А.В. Кошлаков, Н.А. Юданов, П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко, С.Ю. Приданников, О.В. Толстель, В.А. Шуршаков, О.А. Иванова

Миссия к Венере на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ

Представлена концепция миссии к Венере на базе космической платформы микрокласса – аппарата стандартной конструкции с сухой массой до 100 кг, снабжённого объединённой электрореактивной двигательной установкой для орбитального маневрирования и управления угловым движением. Приведена примерная компоновка платформы, даётся перечень научных задач, описание возможной полезной нагрузки и баллистические схемы реализации миссии. Из предварительного баллистического анализа делается вывод о её потенциальной осуществимости.

Ключевые слова: межпланетная миссия, Венера, малый космический аппарат, малая тяга, стационарный плазменный двигатель, баллистический анализ

M.Yu. Ovchinnikov, K.R. Korneev, M.G. Shirobokov, A.A. Petrukovich, O.I. Korablev, D.S. Zarubin, D.A. Gorinov, A.N. Karutin, T.T. Mamedov, A.V. Koshlakov, N.A. Yudanov, P.A. Dronov, A.N. Nesterenko, S.Yu. Pridannikov, O.V. Tolstel, V.A. Shurshakov, O.A. Ivanova

Mission to Venus based on the universal small-size platform equipped with an electric propulsion engine

The concept of a mission to Venus based on the micro-class space platform, a standardized spacecraft with a dry mass of no more than 100 kg equipped with a unified electric propulsion system for orbital maneuvering and attitude control is developed. The spacecraft bus design, scientific tasks to be solved, the possible payload and ballistic mission design are described in detail. The preliminary flight dynamics analysis proves the feasibility of the concept proposed.

Key words: interplanetary mission, Venus, small spacecraft, low-thrust propulsion, stationary plasma thruster, ballistic analysis

Оглавление

Принятые в тексте сокращения.....	4
Введение	5
Миссии к Венере: перспективы	6
Научные задачи	7
Высокоэллиптическая орбита	7
Точки либрации	8
Описание универсальной платформы с ЭРДУ	11
Баллистический анализ	14
Межпланетный перелёт	14
Баллистический захват	16
Методика массовых баллистических расчётов	18
Анализ влияния различных дат старта.....	21
Условия баллистического захвата на границе сферы Хилла	23
Моделирование пары КА на гало-орбитах	24
Оценка возможности попутного запуска	27
Заключение.....	28
Список литературы.....	28

Принятые в тексте сокращения

АКБ – аккумуляторная батарея
АМС – автоматическая межпланетная станция
БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина
ВЭО – высокоэллиптическая орбиты
ДВУ – долгота восходящего узла
ДУ – двигательная установка
ИК – инфракрасный
КА – космический аппарат
КНА – комплекс научной аппаратуры
КПД – коэффициент полезного действия
МКА – малый космический аппарат
НОО – низкая опорная орбита
ОДУ – объединенная двигательная установка
ОПН – основная полезная нагрузка
ПН – полезная нагрузка
РБ – разгонный блок
СБ – солнечная батарея
СК – система координат
СЭП – система электропитания
УГТ – уровень готовности технологии
УКВ – ультракоротковолновый
УФ – ультрафиолетовый
ЭРДУ – электрореактивная двигательная установка

Введение

Венера остаётся одной из наименее изученных планет земной группы, несмотря на более чем полувековую историю космических исследований. Неблагоприятные условия на её поверхности: температуры свыше 460 °С, давление порядка 9 МПа и весьма химически агрессивная атмосфера – существенно усложняют работу посадочных аппаратов. Одновременно Венера представляет собой уникальную естественную лабораторию для проверки гипотез о парниковом эффекте и эволюции землеподобных планет, что делает новые исследовательские миссии к ней приоритетом как для отечественной, так и для мировой планетологии.

Современные тенденции в организации межпланетных миссий смещаются в сторону использования малых космических аппаратов (МКА) и электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ). Такие аппараты можно с успехом использовать в высокорискованных миссиях, миссиях, требующих распределенной в пространстве системы измерительных приборов, поэтому целесообразно проанализировать возможности, предоставляемые малыми КА. Снижение стоимости вывода МКА на межпланетную траекторию и миниатюризация служебной аппаратуры и приборов полезной нагрузки позволили в последние десятилетия перейти от единичных демонстраций к полноценным научным программам, выполняемым аппаратами массой 100–200 кг. Электрореактивные двигатели, обладая удельным импульсом 1500–3000 с, дают разработчику свободу в выборе сложных баллистических схем без существенного увеличения стартовой массы. Особенно перспективными выглядят гибридные варианты, в которых разгонный блок с химическим двигателем обеспечивает требуемый отлет от Земли, а дальнейшее управление энергетически «дешёвыми» ЭРДУ позволяет последовательно решать задачи межпланетного перелёта с прецизионной коррекцией траектории, баллистического захвата и выхода на целевую орбиту.

Отечественная автоматическая межпланетная станция (АМС) «Венера-3» первой достигла поверхности другой планеты 1 марта 1966 года. В последующие десятилетия аппараты серий «Венера» и «Вега» успешно доставили на Венеру спускаемые модули, аэростатные зонды и радиолокационные станции дистанционного зондирования [1]. Свой вклад в исследование облаков Венеры внесли миссии Венера-9 и Венера-10 [2]. В настоящее время для перспективной миссии Венера-Д известны и уже отработаны надёжные методы баллистического проектирования межпланетных перелётов на базе гомановских траекторий [3, 4].

Актуальность предлагаемой в работе концепции обусловлена совокупностью следующих факторов.

1. Научная мотивация: заполнение «временного пробела» в исследованиях Венеры между завершением миссии «Венера-Экспресс» (2006-2014) и началом ожидаемых проектов второй половины 2030-х годов.

2. Технологическая отработка: демонстрация отечественной малой универсальной платформы с ЭРДУ, пригодной для решения межпланетных задач.

3. Прикладная ценность: отработка баллистического захвата и гало-орбит, востребованных в будущих комплексных миссиях.

В настоящей работе предлагается концептуальная миссия по перелёту к Венере на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ. Ранее возможности этой платформы были рассмотрены на примере миссий к Марсу [5] и к Луне [6]. Миссия состоит из трёх этапов: выведение на отлётную траекторию с опорной орбиты с помощью разгонного блока (РБ) при попутном запуске с основным низкоорбитальным околоземным КА, межпланетный перелёт с использованием ЭРДУ и баллистический захват Венерой с последующим выходом на высокоэллиптическую орбиту либо на гало-орбиту вокруг точки либрации L_1 или L_2 . Предлагаемая схема может рассматриваться в качестве технологического «демонстратора» для последующих комплексных программ («Венера-Д» и др.), а также в качестве самостоятельной малой научной миссии.

Работа структурирована следующим образом. В первом разделе кратко рассмотрены перспективы миссий к Венере на базе МКА. Второй раздел описывает научные задачи. В третьем разделе описана универсальная малогабаритной платформы с ЭРДУ. Четвёртый раздел посвящён баллистическому анализу миссии. Завершают работу выводы и предложения по дальнейшему развитию проекта.

Миссии к Венере: перспективы

Исследование Венеры началось советскими аппаратами серии «Венера» и «Вега» в 1960–1980 гг. Также стоит отметить американские миссии серии «Маринер» (1962–1973), «Пионер-Венера» (1978–1992), Магеллан (1990–1994). В период 2004–2014 гг. это исследование продолжилось европейским аппаратом «Венера-Экспресс», а в период 2015–2024 гг. – японским аппаратом «Акацуки».

Исследовательские миссии к Венере вновь обрели популярность в последние годы. Проекты, принятые к разработке, приведены в таблице 1.

Таблица 1. Проекты научных автоматических межпланетных станций (АМС) для исследования Венеры, находящихся в разработке

Проект	Страна	Класс научных задач	Ссылка
«Венера-Д»	Россия	Исследование атмосферы и поверхности с помощью орбитального, посадочного и двух аэростатных модулей	[7]
Venus Orbiter Mission	Индия	Картографирование поверхности орбитальным радаром, исследование верхней атмосферы	[8]

DAVINCI	США	Исследование вертикальной структуры атмосферы с помощью спускаемого аппарата	[9]
VERITAS	США	Картографирование поверхности орбитальным радаром, исследование атмосферы	[10]
EnVision	ЕКА	Картографирование поверхности орбитальными радаром, исследование атмосферы	[11]
Morning Star	США (частная миссия)	Поиск биомаркеров в атмосфере	[12]

Научные задачи

Рассматриваются научные задачи для двух вариантов размещения МКА на орбите вокруг Венеры. Первый вариант – это высокоэллиптическая орбита, а второй вариант – это орбита вокруг точки либрации L_1 или L_2 .

Высокоэллиптическая орбита

В зависимости от типа измерений (и используемых приборов) можно использовать как участки вблизи перицентра, так и на расстоянии в десятки тысяч км. Малый формат аппарата ограничивает апертуру и чувствительность приборов, их результаты будут иметь глобальное или среднее разрешение (сотни км), однако при этом открывается возможность осуществлять долгосрочные наблюдения.

При использовании двух МКА появляется возможность одновременного мониторинга в двух точках. Два зонда могут измерять параметры солнечного ветра и магнитосферы, либо проводить оптический мониторинг облаков. В обоих случаях можно организовать радиозатмения с использованием двух зондов сразу.

Особый интерес для планируемых миссий к Венере представляет также радиационное зондирование трассы с использованием двух аппаратов. Если галактическое космическое излучение в солнечной системе однородно и изотропно, то для солнечных космических лучей характерна анизотропия, особенно в начальной стадии развития события, а также зависимость от гелиодолготы и гелиоцентрического расстояния [13]. В нашем случае предлагается использовать хорошо зарекомендовавшие себя на МКС, биологических спутниках и на орбите вокруг Марса малогабаритные телескопы полупроводниковых кремниевых дозиметров-радиометров, измеряющие распределение плотности потерь энергии в детекторе, по которым потом рассчитывается поглощенная доза, коэффициент качества излучения и поток частиц [14, 15]. Подобные измерения при полете к Венере никогда ранее не

проводились. При наличии ограничений на массу и энергопотребление возможно использование одиночного телескопа детекторов.

В Таблице 2 приведены научные задачи и соответствующие им приборы, российские прототипы которых в настоящий момент имеют уровень готовности технологий (УГТ) не ниже 9.

Таблица 2. Научные задачи и приборы для схемы с двумя МКА на ВЭО

Научная задача	Прибор	Масса / Потребление	Измеряемые параметры
Структура надоблачной атмосферы/ионосферы	Радиопросвечивание (УКВ, X-диапазон через атмосферу), использует штатные системы МКА	-	Вертикальные профили температуры и давления 60–100 км, электронная концентрация в ионосфере
Состав и структура (аэрозоли) облаков	УФ-спектрометр (200–400 нм)	~5 кг/ 10–15 Вт	Концентрации SO ₂ , H ₂ O, «неизвестный УФ-поглотитель»
Термическая структура (дополнительно к радиопросвечиванию)	ИК радиометр (8–12 мкм)	~5 кг, 10 Вт	Картирование температуры 55–100 км «ночной холодный слой», распределение облаков
Динамика атмосферы, суперротация, поиск вулканической активности	Камера с несколькими фильтрами (УФ-ИК)	2–4 кг, 5–10 Вт	Скорость ветра по движению облаков (45–60 км), тепловые аномалии поверхности
Взаимодействие с солнечным ветром	Плазменный анализатор (ионный/электронный спектрометр)	3–5 кг, 5–15 Вт	Потоки ионов/электронов, атмосферные потери, вариации ионосферы
Магнитные аномалии и грозы	Феррозондовый магнитометр и приемник ELF/VLF	~2 кг, <5 Вт	Молнии, ионосферные токи, магнитные вариации, электрическая активность на поверхности (косвенно)
Радиационное зондирование трассы полета	Два взаимно перпендикулярных телескопа полупроводниковых кремниевых дозиметров-радиометров	< 0,5 кг, < 3 Вт	Динамика поглощенной дозы, коэффициента качества и потока частиц галактического и солнечного космического излучения

Точки либрации

Использование точек либрации L₂ и L₁ для размещения микроспутников ранее рассматривалось в качестве расширения возможностей проекта «Венера-Д», в том числе для связи с аппаратами на поверхности Венеры. [16, 17].

Как известно, у Венеры нет собственного дипольного магнитного поля, подобного тому, которое есть у Земли. Однако есть наведённое магнитное поле, которое появляется в результате взаимодействия ионосферы и солнечного ветра, чей хвост распространяется в сторону точки L₂. Целесообразно провести

измерения напряжённости магнитного поля и изучить его токовые слои, а также вычислить скорости убегания атмосферы по отдельным фракциям.

МКА на гало-орбите способен проводить непрерывный мониторинг ночной стороны Венеры в отличие от аппарата на эллиптической орбите. В ИК-окнах прозрачности возможен долговременный мониторинг динамики нижнего облачного слоя на высоте 45–50 км и свечений кислорода на высоте 90–110 км с помощью камер или изображающих спектрометров. При должном разрешении фотометра удобно отслеживать молнии [18], а при должной чувствительности ИК камеры – проводить исследования в инфракрасном диапазоне («окно прозрачности» 1 мкм) для обнаружения вулканической активности. Список научных задач МКА в точке L_2 обобщен в Таблице 3.

Таблица 3. Научные задачи и приборы для схемы с МКА на гало-орбите вокруг точки L_2

Научная задача	Прибор	Масса / Потребление	Измеряемые параметры
Структура надоблачной атмосферы/ионосферы*	Радиопросвечивание (УКВ, X-диапазон через атмосферу), использует штатные системы МКА	-	Вертикальные профили температуры и давления 60–100 км, электронная концентрация в ионосфере
Динамика атмосферы, суперротация	Камера ближнего ИК-диапазона	2–4 кг, 5–10 Вт	Скорость ветра по движению облаков (45-60 км), тепловые аномалии, мониторинг ночных мезосферных свечений
Взаимодействие с солнечным ветром	Плазменный анализатор (ионный/электронный спектрометр)	3–5 кг, 5–15 Вт	Потоки ионов/электронов, атмосферные потери, вариации ионосферы
Структура магнитосферы	Феррозондовый магнитометр	~2 кг, <5 Вт	Напряженность и токи магнитосферы
Радиационное зондирование трассы полета	Два взаимно перпендикулярных телескопа полупроводниковых кремниевых дозиметров-радиометров	< 0,5 кг, < 3 Вт	Динамика поглощенной дозы, коэффициента качества и потока частиц галактического и солнечного космического излучения

* только при наличии второго МКА в точке L_1

Одним из недостатков нахождения в окрестности точки L_2 при наблюдении за Венерой является необходимость учитывать возможную засветку от Солнца. Одним из решений является выбор такой гало-орбиты, на которой МКА никогда не будет находиться на одной линии с Венерой и Солнцем.

Размещение аппарата на гало-орбите в окрестности точки L_1 , который наблюдает Венеру, полностью решает проблему с засветкой приборов Солнцем. В этом случае появляется возможность непрерывного мониторинга дневной стороны Венеры. Такой мониторинг можно осуществлять для различных целей: динамика облачных слоёв (от среднего до верхней границы), на высоте 55–70 км,

глобальное картирование SO_2 и «неизвестного УФ-поглотителя». В дальнем ИК-диапазоне (8-12 мкм) возможен мониторинг температуры верхнего облачного слоя и поиск крупномасштабных стационарных гравитационных волн.

Вторым интересным направлением может стать исследование ударных процессов, то есть образование ударной волны, которая впоследствии формирует наведённую магнитосферу. Её можно регистрировать как в момент прохождения мимо МКА, так и в качестве отражённых от атмосферы Венеры ионов и электронных потоков. Список научных задач МКА в точке L_1 обобщен в Таблице 4.

Таблица 4. Научные задачи и приборы для схемы с МКА на гало-орбите вокруг точки L_1

Научная задача	Прибор	Масса / Потребление	Измеряемые параметры
Структура надоблачной атмосферы/ионосферы*	Радиопросвечивание (УКВ, X-диапазон через атмосферу), использует штатные системы МКА	-	Вертикальные профили температуры и давления 60–100 км, электронная концентрация в ионосфере
Состав и структура (аэрозоли) облаков	УФ-спектрометр (200–400 нм)	~5 кг/ 10–15 Вт	Концентрации SO_2 , H_2O , «неизвестный УФ-поглотитель»
Динамика атмосферы, суперротация	Камера УФ-диапазона (200–400 нм)	2–4 кг, 5–10 Вт	Скорость ветра по движению облаков (55-70 км), вариации «неизвестного УФ-поглотителя»
Термическая структура верхней атмосферы	Камера дальнего ИК-диапазона (8–12 мкм)	3–5 кг, 5–10 Вт	Мониторинг температуры верхней границы облаков, поиск стационарных волн
Взаимодействие с солнечным ветром	Плазменный анализатор (ионный/электронный спектрометр)	3–5 кг, 5–15 Вт	Потоки ионов/электронов, атмосферные потери, вариации ионосферы
Радиационное зондирование трассы полета	Два взаимно перпендикулярных телескопа полупроводниковых кремниевых дозиметров-радиометров	< 0,5 кг, < 3 Вт	Динамика поглощенной дозы, коэффициента качества и потока частиц галактического и солнечного космического излучения

* только при наличии второго МКА в точке L_2

Одновременное размещение двух МКА на орбитах вокруг L_1/L_2 позволяет решать научные задачи комплексно. Во-первых, одновременный мониторинг и дневной и ночной сторон Венеры. Такой мониторинг позволяет непрерывно отслеживать процессы в атмосфере по всей планете. Во-вторых, можно изучать формирование наведённой магнитосферы в динамике: детектирование солнечного ветра, регистрация отражённых ионов и электронов, детектирование изменений в магнитном поле, детектирование убегающих из атмосферы ионов. В-третьих, два аппарата, постоянно находящиеся с разных сторон Венеры,

представляют уникальные возможности по радиопросвечиванию атмосферы и ионосферы. Традиционно радиопросвечивание ионосферы выполняется с помощью отправки радиосигнала в сторону Земли, после чего сигнал принимается наземной антенной [19]. Этот процесс сопровождается потерями, которых можно было бы избежать за счёт использования второго КА.

Описание универсальной платформы с ЭРДУ

С целью упростить и удешевить серийное изготовление МКА для использования за пределами околоземных орбит предлагается применить принципы, схожие с теми, что лежат в основе концепции кубсатов – разработать платформу на модульной основе, где модули выполнены в виде прямоугольных многосекционных рамок. Размещение полезной нагрузки (ПН), в качестве которой выступает комплекс научной аппаратуры (КНА), в корпусе платформы зависит от состава ПН. Для нее должен быть выделен максимально доступный объем и указано максимальное среднее/пиковое энергопотребление. В качестве прототипа МКА выберем универсальную малогабаритную платформу, предложенную для миссий к Марсу [5] и к Луне [6].

Габариты конструкции венерианского МКА продиктованы необходимостью разместить в корпусе аппарата баки с достаточным количеством рабочего тела – ксенона – для перелёта от Земли на рабочую орбиту вокруг Венеры и обеспечения ориентации вектора тяги маршевой двигательной установки – парирования эксцентриситета тяги и разгрузки маховиков. Внешний вид аппарата схематично изображён на рис. 1. Четыре бака сухой массы 13.2 кг, вмещающие по 8 литров ксенона (итого вмещается 64[U1][KK2] кг ксенона), обеспечивают работу объединённой двигательной установки (ОДУ) АО ОКБ «Факел» на базе двух маршевых двигателей СПД-50М и 6 двигателей ориентации ЭНД-10.

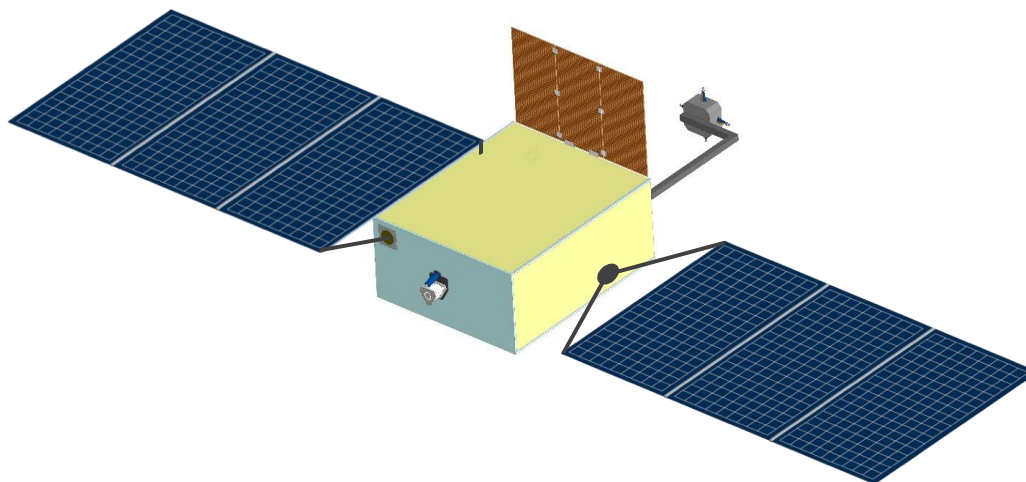


Рис. 1. Внешний вид МКА с развернутыми панелями солнечных батарей

В состав платформы входят центральная система с бортовым компьютером, система управления движением, включающая систему управления ДУ и систему

ориентации и стабилизации платформы, система обеспечения теплового режима и система электропитания (СЭП). Вне корпуса размещаются поворотные (вокруг одной оси) модули из трёх панелей солнечных батарей (СБ) суммарной площадью 4.32 м^2 , антенна для связи с Центром управления полётом и выносной кронштейн с двигателями ориентации (см. рис. 2) для парирования эксцентриситета вектора тяги маршевого двигателя и разгрузки маховиков. До старта панели СБ на основе кремниевых преобразователей в сложенном виде ориентированы вдоль широкой стороны КА, а после их развёртывания привод каждого из модулей СБ позволяет независимо вращать его относительно оси, ортогональной продольной оси МКА. Помимо СБ, СЭП содержит модуль силового преобразователя и аккумуляторные батареи (АКБ) на литиевых аккумуляторных элементах. С учётом КПД СЭП 85 % и характеристик СБ максимальная мощность, отдаваемая в АКБ и бортовую сеть, на орбите Венеры составит в среднем около 1380 Вт, а на орбите Земли – чуть более 700 Вт, что достаточно для работы ОДУ, служебных систем и ПН в течение всей миссии.

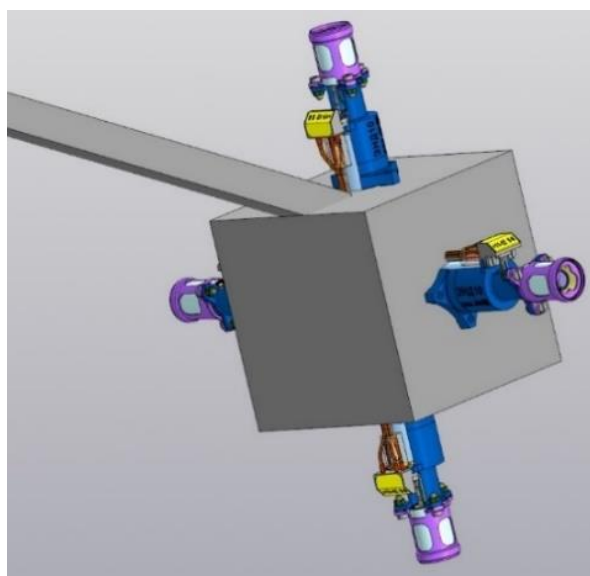


Рис. 2. Четыре газовых двигателя ориентации, размещаемые на выносном кронштейне

Двигательная установка СПД-50М производства АО ОКБ «Факел» обладает тяговым усилием до 25 мН при потребляемой мощности от 200 до 450 Вт. В силу того, что моторное время СПД-50М ограничено 5000 часами (~208 суток), нужно предусмотреть установку на борт МКА двух маршевых двигателей, работающих последовательно. Как вариант, двигатели размещаются соосно – с прохождением вектора тяги каждого двигателя через центр масс МКА. В начале полёта работает маршевый двигатель, размещённый на лицевой стороне корпуса, а кронштейн с двигателями ориентации повёрнут в тыльную сторону. После выработки ресурса первого маршевого двигателя аппарат переворачивается продольной осью на 180 градусов, кронштейн разворачивается на лицевую сторону и включается второй маршевый двигатель, который работает до конца миссии. Возможно и иное

инженерное решение. Курсовая стабильность ориентации КА в течение активных участков траектории (участков с длительной работой маршевого двигателя) обеспечивается шестью газовыми двигателями ЭНД-10: в дополнение к четырем двигателям ориентации на выносном кронштейне есть ещё пара двигателей на корпусе платформы. Вариант с ОДУ на ксеноне, когда и маршевые двигатели, и двигатели ориентации используют этот газ в качестве рабочего тела, предпочтителен, так как имеет наименьший набор элементов, объем и стоимость. В то же время из-за низкого удельного импульса газовых двигателей на ксеноне для системы ориентации потребуется примерно 30 % общего запаса газа. АО ОКБ «Факел» проведены серии лабораторных испытаний и расчётов параметров ОДУ с маршевыми двигателями малой тяги СПД-50М и газовыми электронагревными двигателями ЭНД-10. Характеристики двигателей представлены в Таблице 5 и на рис. 3 и 4. Блок высокоточной стабилизации МКА состоит из маховиков производства АО «Корпорация ВНИИЭМ» с управляющим моментом 20 мН*м. Эти маховики, имеющие запас кинетического момента 1 Н*м*с, будут разгружаться с помощью двигателей ориентации. За нормальный тепловой режим на борту МКА (в том числе за поддержание приемлемой температуры БЦВМ, исполнительных органов системы управления и электроприводов панелей СБ) отвечают нагревательные элементы.

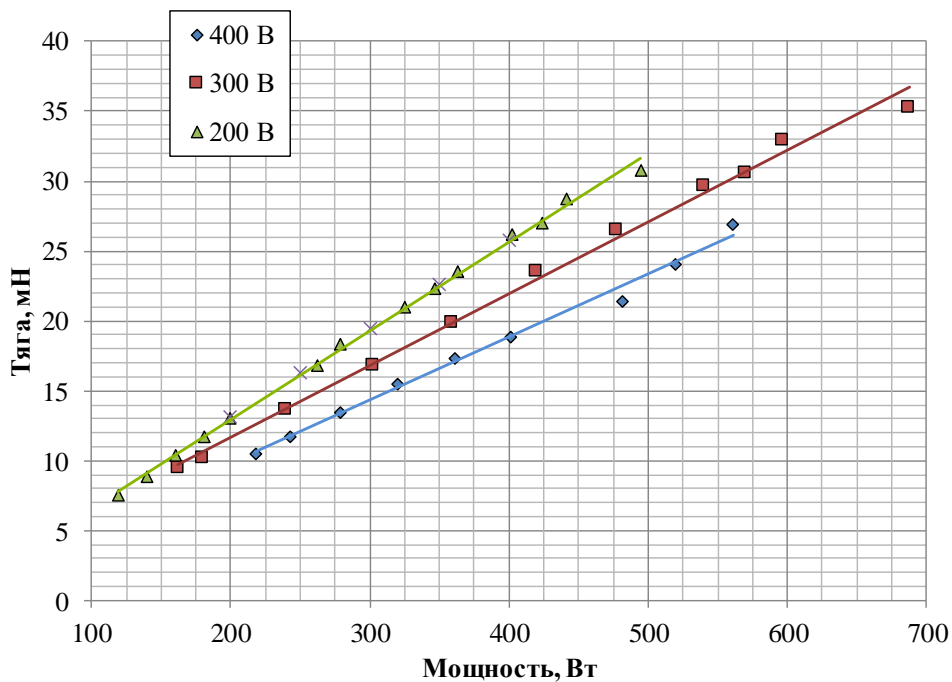


Рис. 3. Диапазон регулирования СПД-50М по тяге

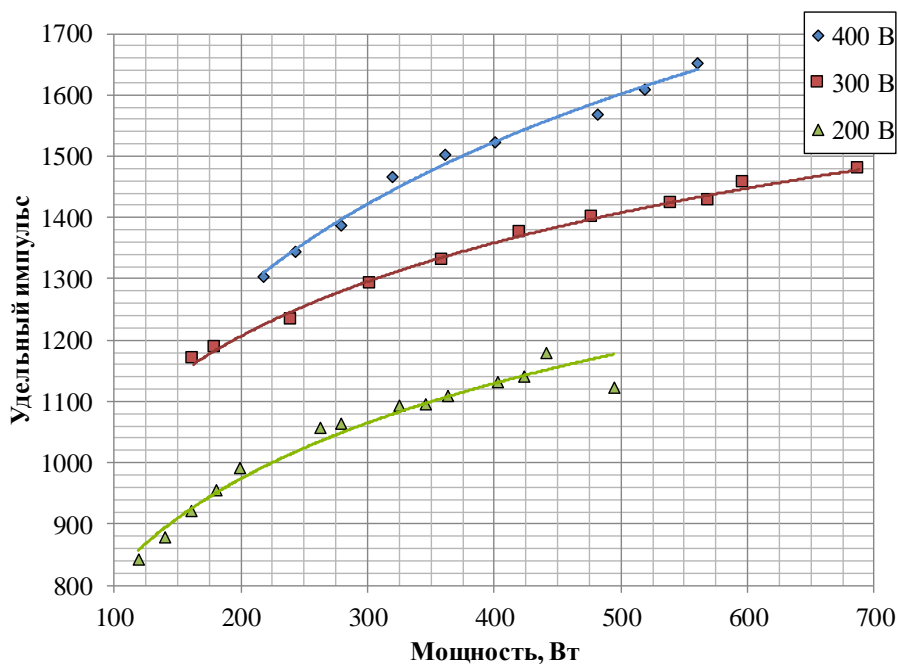


Рис. 4. Диапазон регулирования СПД-50М по удельному импульсу тяги

Таблица 5. Характеристики двигателей СПД-50М и ЭНД-10

Двигатель	Рабочее тело	N_p , Вт	$I_{уд}$, с	$F_{тяги}$, мН	$P_{рт}$, кгс/см ²	$\rho_{рт}$, кг/л
СПД-50М	ксенон	200...450	1200...1380	12...25	190	2.0
ЭНД-10	ксенон	5	55	1	190	2.0

Баллистический анализ

Раздел посвящён баллистическому анализу различных аспектов миссии МКА к Венере. Рассматриваются отлёт от Земли с помощью РБ, межпланетный перелёт и баллистический захват у Венеры с использованием ЭРДУ. Также проводится анализ различных дат старта миссии с точки зрения продолжительности перелёта и расхода рабочего тела. Кроме этого, исследуется, как точка входа в сферу действия Венеры влияет на потребности и, в итоге, на расход рабочего тела ЭРДУ на межпланетном участке. Дополнительно проводится моделирование движения пары МКА на гало-орбитах вокруг точек либрации L_1 и L_2 .

Межпланетный перелёт

Оптимизация межпланетного участка миссии сводится к минимизации расхода рабочего тела ЭРДУ. При этом считается, что любое направление и величина гиперболического избытка при отлёте от Земли реализуемы за счёт РБ. При подлёте к Венере необходимо выполнить условия баллистического захвата, а именно иметь отрицательную кеплерову энергию в задаче двух тел относительно Венеры. Это условие на границе сферы действия тяготения Венеры будем использовать в качестве граничного.

Дополнительной особенностью оптимизации являлись 30 % дополнительных расходов массы на компенсацию эксцентриситета двигателя за счёт использования электронагревных двигателей ЭНД-10. Этот дополнительный расход не входит в функционал, но учитывается на этапе интегрирования уравнений движения. С точки зрения характеристической скорости этот дополнительный расход можно учесть как уменьшение эффективной скорости истечения рабочего тела:

$$\Delta V = \frac{u}{1.3} \ln \frac{m_0}{m_f}. \quad (1)$$

Здесь u – эффективная скорость истечения рабочего тела, m_0 – полная стартовая масса КА, m_f – сухая масса КА. С учётом параметров КА доступно 5.3938 км/с характеристической скорости (излишнее для инженерных расчетов количество знаков – результат численных расчетов). Ввиду этой особенности численные значения затрат характеристической скорости в данной работе сопровождаются затратами ксенона с учётом дополнительных расходов на парирование эксцентриситета.

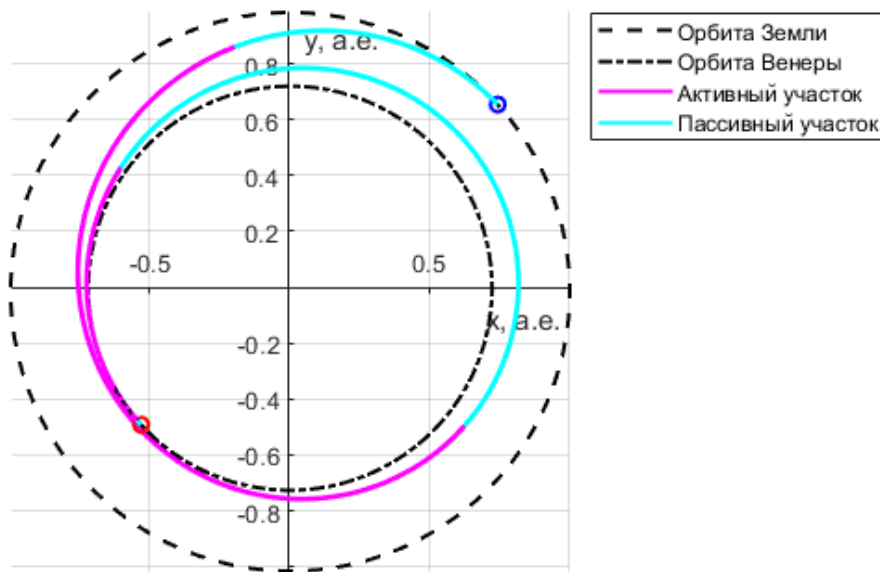


Рис. 5. Оптимальная траектория перелёта Земля-Венера с датой старта 01.11.2032 и длительностью 390.8 суток

В результате оптимизации параметров управления КА (траектория получена методом, описанным в [20]), времени перелёта и отлётной скорости получена траектория-кандидат для миссии к Венере. Эта траектория представлена на рис. 5, ее параметры приведены в таблице 6.

Таблица 6. Параметры перелёта Земля-Венера с датой старта 01.11.2032 и длительностью 390.8 суток

Параметр	Значение
Затраты топлива	41.77 кг
Затраты характеристической скорости	3.18 км/с
Время перелёта	390.8 суток
Гиперболический избыток:	2.67 км/с
Моторное время	195.2 суток
Дата старта	01.11.2032
Начальная масса КА	156 кг
Первый активный участок	31.12.2032 - 28.05.2033
Второй активный участок	09.10.2033 - 25.11.2033

Баллистический захват

Баллистический захват – это манёвр, при котором КА выходит на орбиту со скоростью меньше, чем скорость планеты в точке встречи [21]. Схема такого манёвра представлена на рис. 6. Этот манёвр считается менее рискованным, чем гомановский перелёт, потому что не требует включения двигателя для попадания в сферу действия планеты. Условием баллистического захвата является нулевая или отрицательная кеплерова энергия на границе сферы действия. Иначе говоря, скорость КА относительно планеты оказывается меньше второй космической. Требуемая величина скорости КА в момент пересечения сферы действия обеспечивается на межпланетном участке траектории за счёт работы двигателя. Траектории с использованием баллистического захвата требуют больше времени, потому что некоторое время КА ожидает подходящего момента на нужной орбите. Эта задержка становится неприципиальной при длительных перелётах с ЭРДУ.

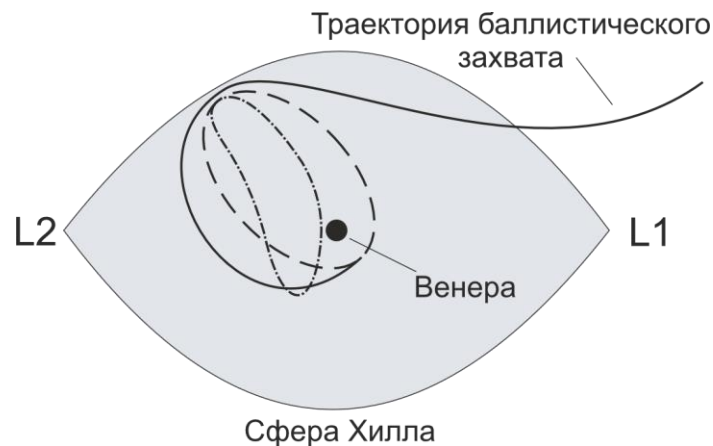


Рис. 6 Схематичное изображение баллистического захвата. Изображены гало-орбита и эллиптическая орбита вокруг Венеры

При входе в сферу действия Венеры КА попадает на эллиптическую орбиту, чьё наклонение зависит от точки входа и направления скорости КА относительно Венеры. Например, можно выйти как на экваториальную, так и на полярную орбиты вокруг Венеры. Разумеется, выбор конкретной орбиты требует попадания в нужную точку, а также соблюдения условий на направление скорости КА относительно Венеры. Если эти условия не будут выполнены, то КА попадёт на другую орбиту, но всё равно будет захвачен Венерой.



Рис. 7. Торможение КА на орбите вокруг Венеры с выходом на высокоэллиптическую орбиту с высотой 400 x 400 000 км

После входа в сферу действия КА включается двигатель с тангенциальным направлением тяги против скорости КА относительно Венеры и тем самым уменьшается и большая полуось, и эксцентриситет. Чтобы получить условия на границе сферы действия, можно проинтегрировать траекторию в обратном времени, начиная с целевой орбиты.

Таблица 7. Параметры манёвра торможения у Венеры

Параметр	Значение
Затраты топлива	4.92 кг
Затраты характеристической скорости	448.5 м/с
Время манёвра	31.66 суток
Скорость при входе в сферу действия:	379.5 м/с
Моторное время	22.06 суток
Дата старта	27.11.2033
Остаток рабочего тела	17.61 кг
Орбита до манёвра	91334 x 616 000 км
Целевая орбита	400 x 400 000 км

Торможение после баллистического захвата рассчитывалось в обратном времени с тангенциальной тягой. Интегрирование производилось с выходом на ограничение в виде равенства апоцентрального расстояния радиусу сферы действия (101.8 радиусов Венеры). Полученная траектория представлена на рис. 7. Параметры манёвра торможения у Венеры представлены в таблице 7.

В результате манёвра КА оказывается на высокоэллиптической орбите 400 x 400 000 км (относительно поверхности Венеры). При этом оставшийся запас характеристической скорости равен 1.78 км/с. Этот запас можно потратить на дальнейшее понижение апоцентра до 80 000 км либо оставить на длительное поддержание орбиты. На рис. 8 показан остаток рабочего тела в зависимости от высоты апоцентра. При необходимости эта масса может быть заменена на дополнительную полезную нагрузку.

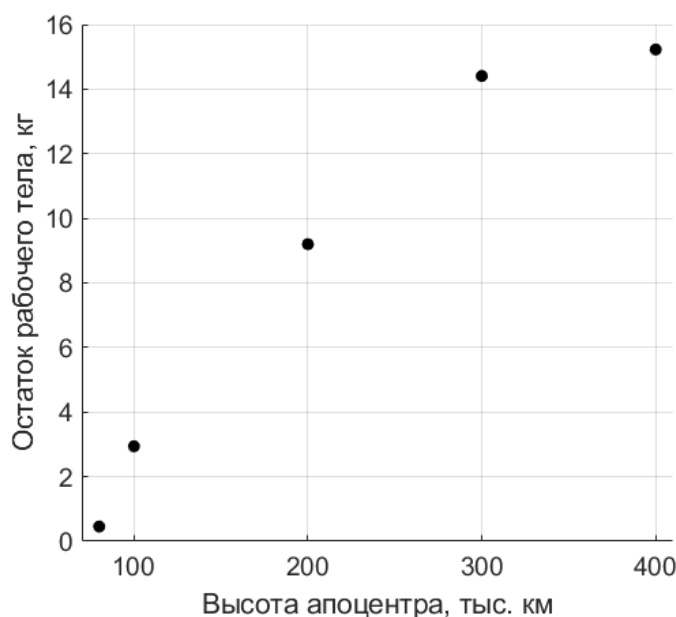


Рис. 8. Зависимость остатка рабочего тела от высоты апоцентра

Методика массовых баллистических расчётов

Для быстрого перебора различных дат старта разработана методика на основе линейных преобразований параметров управления. На межпланетном участке перелёта рассматривается задача двух тел:

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}, \quad \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \mathbf{e} \frac{u \dot{m}_p}{(m_0 - m_p(t))}, \quad (2)$$

где \mathbf{e} – единичный вектор направления тяги. Также задаются граничные условия вида

$$\mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0, \quad \mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_0 + \Delta \mathbf{v}_0, \quad \mathbf{r}(t_0 + T) = \mathbf{r}_f, \quad \mathbf{v}(t_0 + T) = \mathbf{v}_f + \Delta \mathbf{v}_f. \quad (3)$$

Здесь $\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0, \mathbf{r}_f, \mathbf{v}_f$ – положение и скорость Земли и Венеры, определяемые из эфемерид на соответствующие даты, а $\Delta \mathbf{v}_0, \Delta \mathbf{v}_f$ – гиперболические избытки скорости на границе сфер действия.

С точки зрения оптимизации, минимизация расхода рабочего тела выражается через следующий функционал:

$$J = \int_{t_0}^{t_0+T} \dot{m}_p(t) dt \rightarrow \min. \quad (4)$$

Здесь \dot{m}_p – скорость расхода рабочего тела, t_0 – дата старта межпланетного участка, T – продолжительность межпланетного участка.

Для минимизации целевого функционала (4) применяется принцип максимума Понтрягина [22]. Согласно необходимым условиям принципа максимума, нужно максимизировать функцию Гамильтона-Понтрягина

$$H = -\dot{m}_p + \mathbf{p}_v \cdot \mathbf{e} \frac{u \dot{m}_p}{(m_0 - m_p(t))} + \mathbf{p}_r \cdot \mathbf{v} + p_m \dot{m}_p, H \rightarrow \max, \quad (5)$$

где $\mathbf{p}_r, \mathbf{p}_v, p_m$ – переменные, сопряжённые положению, скорости и массе соответственно. Для максимизации этой функции оптимальное направление реактивной тяги должно быть сонаправлено с сопряжённой скоростью

$$\mathbf{e} = \frac{\mathbf{p}_v}{p_v}. \quad (6)$$

Пассивные и активные участки траектории определяются функцией переключения

$$\kappa = p_v \frac{u}{(m_0 - m_p(t))} + p_m - 1. \quad (7)$$

В зависимости от значения функции переключения расход топлива должен быть максимальным или нулевым,

$$\gamma = \begin{cases} \dot{m}_{\max}, & \kappa > 0 \\ 0, & \kappa \leq 0 \end{cases}, \quad (8)$$

где \dot{m}_{\max} соответствует уровню расхода топлива при электрической мощности 450 Вт для рассматриваемого двигателя. Оптимальное реактивное ускорение

$$\tilde{\mathbf{a}} = \frac{\mathbf{p}_v}{p_v} \frac{u \gamma(\kappa)}{(m_0 - m_p(t))}. \quad (9)$$

Уравнения движения дополняются уравнениями Эйлера

$$\dot{\mathbf{p}} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}}. \quad (10)$$

При интегрировании уравнений движения учитывается, что фактический массовый расход выше на 30% за счёт компенсации эксцентриситета тяги,

$$\dot{m}_p = 1.3\gamma(\kappa). \quad (11)$$

Это уравнение можно явно учесть в принципе максимума, однако из-за инвариантности уравнений относительно масштабирования сопряжённых переменных эффекта на оптимальные траектории это не оказывает.

В силу произвольного выбора гиперболического избытка при отлёте от Земли и наличия гиперболического избытка возле Венеры, на значения сопряжённых переменных в начальный момент времени накладываются условия трансверсальности

$$\mathbf{p}_v(t_0) = \mathbf{0}, \mathbf{p}_v(t_f) \times \Delta \mathbf{v}_f = 0. \quad (12)$$

Первое условие трансверсальности значительно упрощает оптимизацию за счёт уменьшения числа оптимизируемых переменных. Вектор оптимизируемых переменных состоит из семи переменных

$$\mathbf{z} = (\mathbf{p}_v(t_0), p_m(t_0), \Delta \mathbf{v}_0, T). \quad (13)$$

При наличии оптимального решения для некоторой даты старта можно инициализировать процедуру оптимизации для других дат старта с помощью следующей матричной функции, которая задаёт линейное преобразование сопряжённых переменных [23]:

$$R(\boldsymbol{\rho}, \mathbf{v}) = \begin{pmatrix} \rho_1 & v_1 & \eta_1 \\ \rho_2 & v_2 & \eta_2 \\ \rho_3 & v_3 & \eta_3 \end{pmatrix}, \boldsymbol{\eta} = \boldsymbol{\rho} \times \mathbf{v}. \quad (14)$$

Указанное преобразование осуществляет переход от безразмерной системы координат (СК) в размерную. Если старое решение преобразовать в безразмерную СК, то новое решение будет удобно инициализировать обратным преобразованием из безразмерной системы координат по формуле

$$G = R(\mathbf{r}'_0, \mathbf{v}'_0) R^{-1}(\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0). \quad (15)$$

Преобразование поворачивает и растягивает пространство сопряжённых переменных вслед за изменением положения и скорости. Аналогичным образом удобно повернуть и «растянуть» вектор гиперболического избытка у Земли:

$$\mathbf{p}'_r(t_0) = (G^T)^{-1} \mathbf{p}_r(t_0), p'_m(t_0) = p_m(t_0), \Delta \mathbf{v}'_0 = G \Delta \mathbf{v}_0, T' = T. \quad (16)$$

Анализ влияния различных дат старта

Используя изложенную выше методику массовых баллистических расчётов, был исследован диапазон дат старта от 01.01.2028 до 01.01.2037 с шагом в один день и начальным приближением для даты старта 01.11.2032 (рис. 9). С использованием формулы (16) получены начальные приближения для всех дат старта в указанном диапазоне, а потом оптимизированы методом внутренней точки. Результаты исследования затрат характеристической скорости представлены на рис. 10. Некоторые решения находятся выше доступного запаса характеристической скорости. Для удобства читателя эти точки исключены из других графиков, но оставлены здесь для иллюстрации.

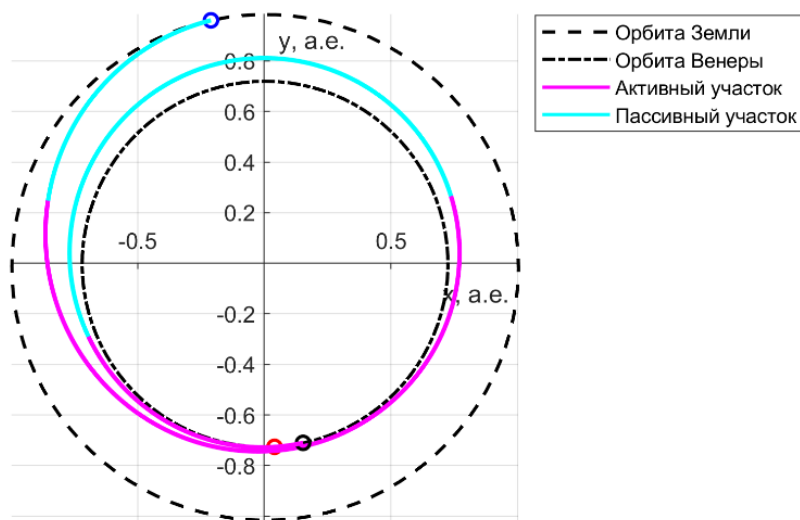


Рис. 9. Начальное приближение для даты старта 01.01.2028, полученное преобразованием из решения для 01.11.2032. Чёрным кружком показано положение КА, а красным кружком – положение Венеры

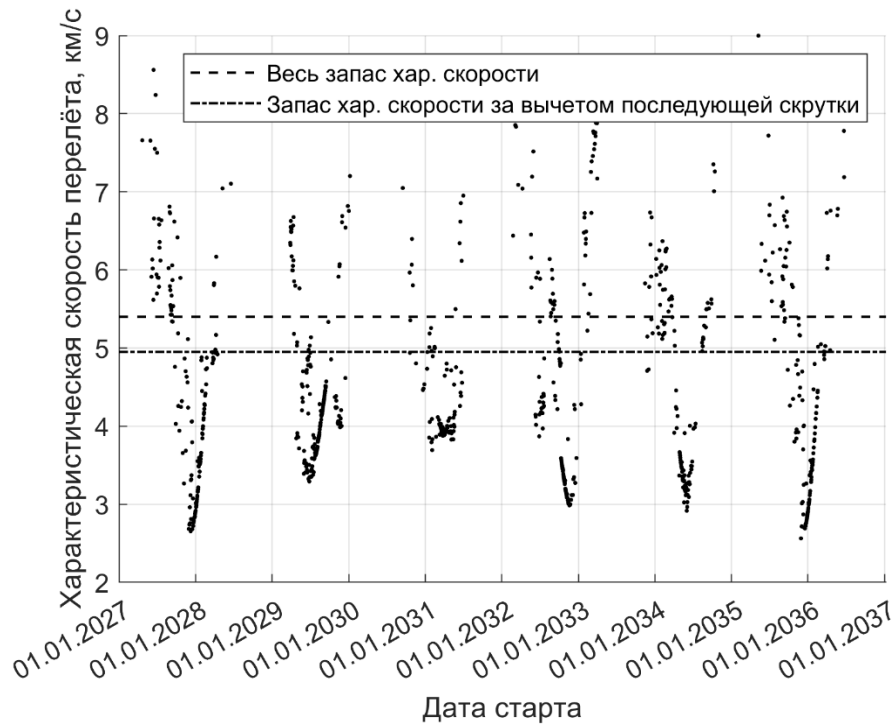


Рис. 10. Зависимость затрат характеристической скорости на межпланетном участке от даты старта

Исследование показало, что для перелётов с ЭРДУ существует аналог пролётных окон с периодом, равным синодическому периоду Венеры (1.6 лет). Также видно, что с периодом, равным периоду великого противостояния Земли и Венеры (8 лет), есть даты старта с минимальными затратами характеристической скорости.

На рис. 11 и рис. 12 представлены гиперболические избытки скорости при отлёте от Земли (Δv_0) и продолжительности межпланетных участков перелёта (T) соответственно. Согласно графикам, гиперболический избыток скорости можно уменьшить до 1.75 км/с в зависимости от даты старта, а также время перелёта сокращается до 310 дней.

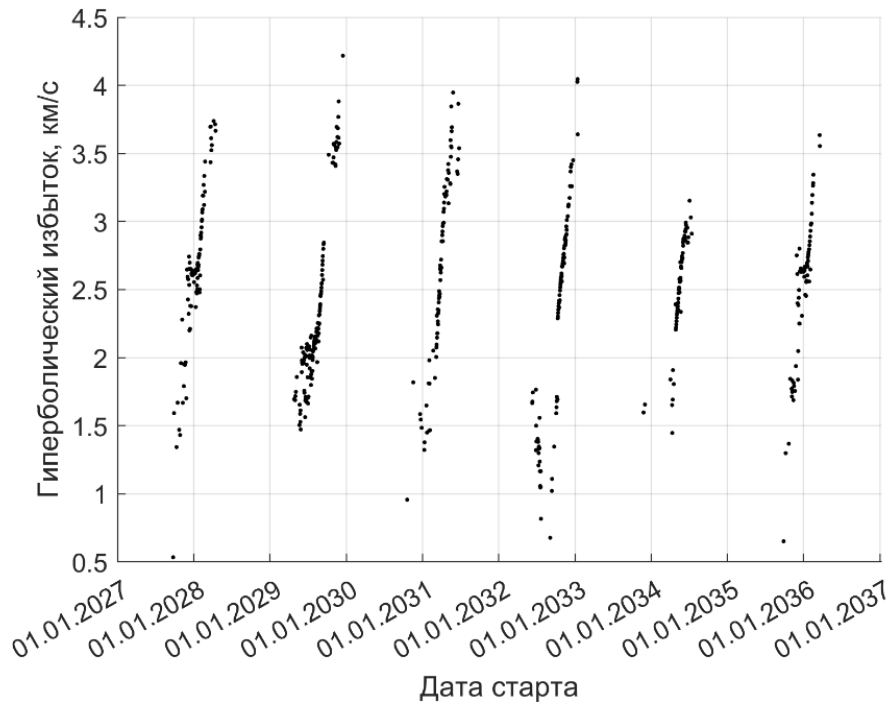


Рис. 11. Зависимость гиперболического избытка на границе сферы действия Земли на межпланетном участке от даты старта

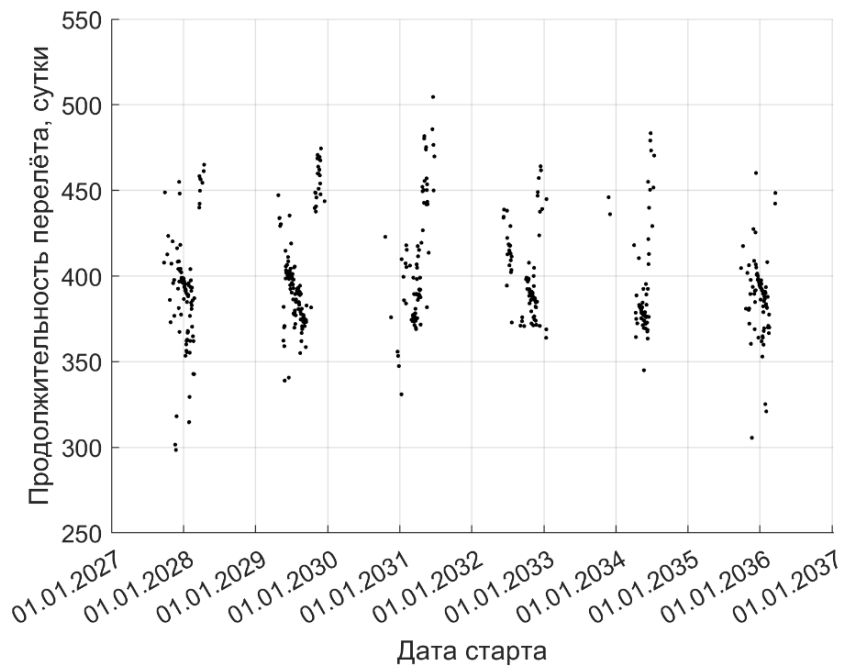


Рис. 12. Зависимость продолжительности межпланетного участка перелёта от даты старта

Условия баллистического захвата на границе сферы Хилла

Ранее были вычислены разницы затрат характеристической скорости КА на межпланетном участке по сравнению с затратами перелёта с нулевой сферой действия. Для этого вычисления велись в приближении нулевых сфер действия с

ненулевой подлётной скоростью, в то время как в условиях баллистического захвата необходимо учитывать не только скорость, но и положение КА относительно Венеры. Это связано с тем, что скорость в совокупности с положением на границе сферы Хилла определяют наклонение орбиты КА вокруг Венеры. Результаты расчетов представлены на рис. 13 для даты старта 01.11.2032.

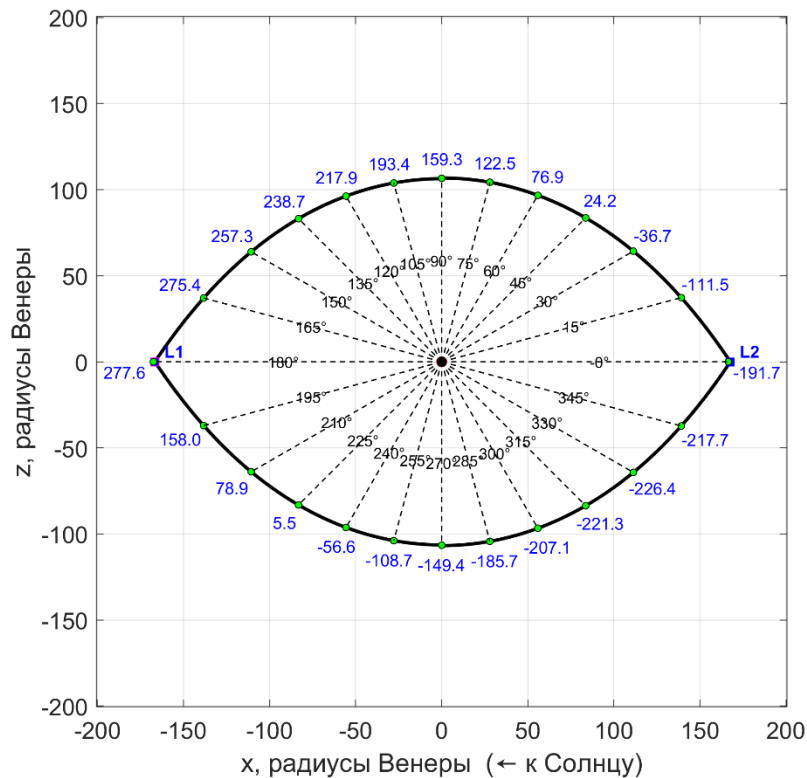


Рис. 13. Разница затрат характеристической скорости КА на межпланетном участке по сравнению с затратами перелёта с нулевой сферой действия

После исследования получившихся подлётных скоростей стало ясно, что скорость КА сонаправлена скорости Венеры для большинства решений. Чтобы исследовать влияние точки входа в сферу Хилла было построено сечение поверхность сферы Хилла, перпендикулярное скорости Венеры, при фиксированной дате старта (01.11.2032). На рис. 13 представлено изменение затрат характеристической скорости в зависимости от выбранной точки входа в сферу Хилла. Согласно графику, можно сэкономить от 36 до 226 м/с характеристической скорости, подлетая к Венере со стороны L_2 . Стоит заметить, что эти решения с точки зрения СК, связанной с Венерой, будут отличаться долготой восходящего узла орбиты (ДВУ), но наклонение можно выбрать одинаковым.

Моделирование пары КА на гало-орбитах

Для оценки реалистичности размещения пары КА на гало-орбитах, было проведено моделирование на основе существующей базы гало-орбит [24]. На

рис. 14 показана концептуальная схема размещения двух КА на гало-орбитах вокруг точек L_1 и L_2 с периодами 100 суток каждый. Первый располагается на южной гало-орбите вокруг L_2 , а второй на северной гало-орбите вокруг L_1 . Эти орбиты не являются симметричными, но за счёт одинакового периода и правильного фазирования КА позволяют проводить непрерывные измерения.

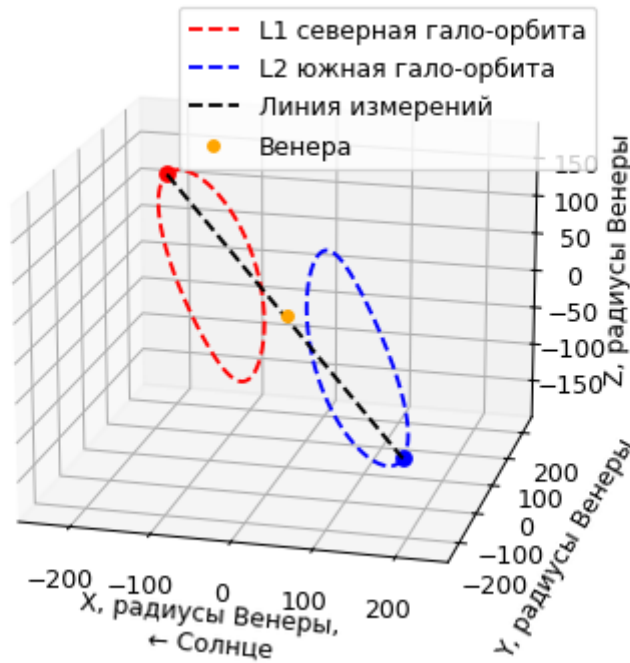


Рис. 14. Два сфазированных КА на гало-орбитах

Существует несколько различных критериев, на основе которых можно выбирать подходящие пары гало-орбит. Первым и ключевым критерием является одинаковый период орбит. Альтернативой является размещение второго КА на плоской или вертикальной орбите Ляпунова в точке L_1 с малым периодом, ввиду чего необходимость синхронизации с КА на гало-орбите вокруг L_2 отпадает. Вторым критерием является диапазон линии измерений: максимальное и минимальное расстояние до центра Венеры. Этот диапазон, вообще говоря, зависит и от фазирования аппаратов, и от выбора пары орбит. На рис. 15 показано, как в зависимости от выбора первой гало-орбиты (вторая подбирается автоматически, но фазирование не оптимизируется) меняется этот диапазон. Пример на рис. 14 соответствует максимальному расстоянию по оси X в ~ 150 радиусов Венеры. Для этой же пары орбит на рис. 16 показана высота измерений над поверхностью Венеры.

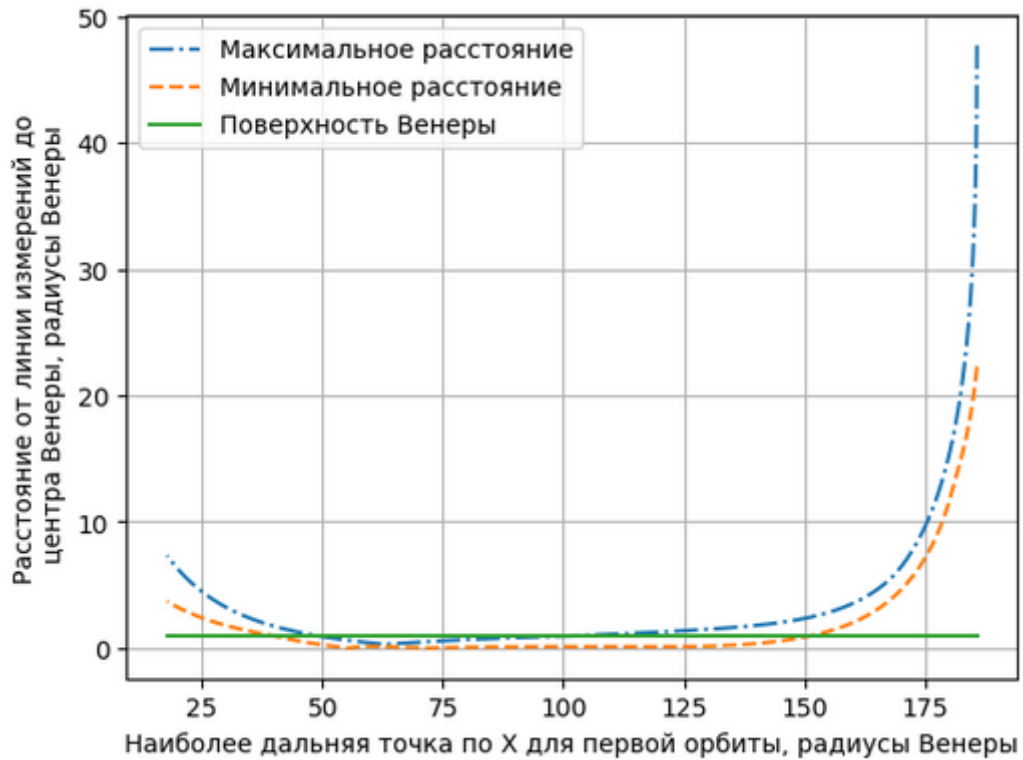


Рис. 15. Зависимость расстояния от линии измерений до центра Венеры от выбора первой гало-орбиты

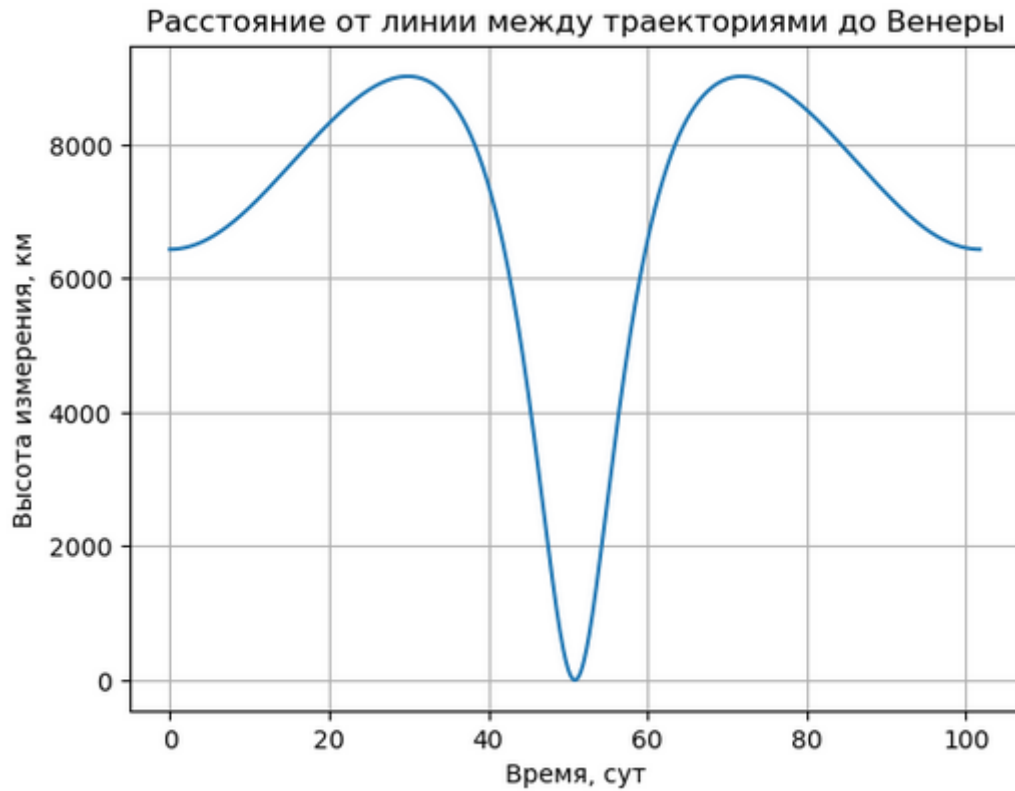


Рис. 16. Высота измерений над поверхностью Венеры между парой КА на гало-орбитах

Оценка возможности попутного запуска

Как и для рассмотренных ранее этим авторским коллективом миссий к Марсу и Луне, предлагается следующая схема вывода малого аппарата на отлетную траекторию. Ракета-носитель выводит на низкую опорную орбиту (НОО) разгонный блок и прикрепленный к нему адаптер с основной полезной нагрузкой (ОПН) и МКА. Разгонный блок переводит аппараты на орбиту основной полезной нагрузки. На этой орбите ОПН отсоединяется от адаптера. Далее разгонный блок выполняет маневр выхода МКА на отлетную траекторию от Земли.

Ключевой вопрос: существует ли возможность у разгонного блока выдать импульс на отлетную траекторию с заданной характеристической скоростью? Согласно рис. 11 гиперболический избыток для траекторий перелёта к Венере варьируется в широком диапазоне, но для конкретики будем рассматривать гиперболический избыток 1.5 км/с – это типичное значение в окрестности оптимальных дат старта. Такому гиперболическому избытку соответствует отлётный импульс величиной 3325 м/с. Проведём оценку возможности попутного запуска (см. также [25]).

Пусть в качестве ОПН рассматривается аппарат из серии «Метеор» массой 2600 кг. Предположим, что суммарная масса МКА и адаптера составляют 480 кг. Тогда полная масса нагрузки, выводимая ракетой-носителем, должна быть около 7254 кг, а расход топлива разгонным блоком – около 3229 кг. Это соответствует запуску ракеты-носителя Союз 2.1б с космодрома Восточный. В таблице 8 приведены подробные данные для этого случая.

Таблица 8. Данные о выводе 480 кг (МКА + адаптер) на отлетную траекторию

Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО	7254 кг
Характеристическая скорость вывода на 832 км	338 м/с
Масса, выводимая РБ на 832 км	6542 кг
Затраты топлива РБ для вывода на 832 км	712 кг
Масса после отделения ОПН на 832 км	3942 кг
Характеристическая скорость отлетного импульса	3325 м/с
Масса после отлетного импульса	1425 кг
Затраты топлива РБ для отлетного импульса	2517 кг
Полные затраты топлива РБ	3229 кг
Масса попутной нагрузки + адаптера	480 кг

Результаты расчётов показывают, что попутным запуском возможно запустить по крайней мере один МКА с адаптером. При условии более низкой

орбиты ОПН или меньшей её массы попутным запуском можно осуществить запуск нескольких МКА (см. [25]).

Заключение

В работе представлена концептуальная миссия к Венере. Предлагается запуск от одного до трех МКА на различные орбиты: высокоэллиптическая орбита вокруг Венеры, гало-орбита вокруг L_1 , гало-орбита вокруг L_2 . Предложенная миссия позволяет решить ряд научных задач: исследование наведённой магнитосферы Венеры в динамике, исследование убегания атмосферы, дозиметрические исследования.

В рамках проектирования миссии к Венере рассмотрены различные даты старта, а также различные условия входа в сферу действия Венеры. Показано, что наиболее дешёвым с точки зрения затрат на межпланетном этапе является запуск в конце декабря 2028 года с периодом оптимальных решений 1.6 лет. Кроме этого, рекомендуется использовать подлёт к Венере с дальней стороны от Солнца (точка L_2) для экономии топлива на межпланетном участке.

Авторы благодарят В.Н. Лебедева за исторический экскурс и ценные консультации по практическим аспектам миссий к Венере.

Список литературы

1. Кондратьев К.Я., Крупенио Н.Н., Селиванов А.С. Планета Венера. Ленинград: Гидрометеиздат, 1987. 278 с.
2. Маров М.Я. Структура и микрофизические свойства облаков Венеры // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. ИПМ им. М.В.Келдыша, 1978. № 144.
3. Голубев Ю.Ф. и др. Баллистическое проектирование полётов к Венере в эпоху 2021–2028 гг. Окна старта // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. ИПМ им. М.В. Келдыша, 2018. № 75. 32 с.
4. Eismont N.A. et al. Venera-D Mission Scenario and Trajectory // Solar System Research. 2019. Vol. 53, Iss. 7. P. 578–585.
5. Овчинников М.Ю. и др. Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. ИПМ им. М.В. Келдыша, 2024. № 44. 32 с.
6. Овчинников М.Ю. и др. Миссия к Луне на базе унифицированной малогабаритной платформы с ЭРДУ // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. ИПМ им. М.В. Келдыша, 2025. № 31. 32 с.
7. Zasova L.V. et al. Venera-D: A Design of an Automatic Space Station for Venus Exploration // Solar System Research. 2019. Vol. 53, Iss. 7. P. 506–510.
8. Widemann T. et al. Venus Evolution Through Time: Key Science Questions, Selected Mission Concepts and Future Investigations // Space Science Reviews. 2023. Vol. 219. №. 56. (URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s11214-023-00992-w>)
9. Garvin J.B. et al. Revealing the Mysteries of Venus: The DAVINCI Mission // The Planetary Science Journal. 2022. Vol. 3, № 5. №. 117.
10. Smrekar S. et al. VERITAS (Venus Emissivity, Radio Science, InSAR, Topography, and Spectroscopy): A Discovery Mission // 2022 IEEE Aerospace Conference (AERO). Big Sky, MT, USA: IEEE. 2022. P. 1–20.
11. Ghail R. et al. EnVision: understanding why our most Earth-like neighbour is so different. ArXiv, 2017. 43 p. (URL: <https://arxiv.org/abs/1703.09010>)
12. French R. et al. Rocket Lab Mission to Venus // Aerospace. 2022. Vol. 9, № 8. 445.
13. Модель космоса / под ред. Панасюк М. И., Новиков Л. С. Москва: КДУ, 2007. Т. 1. 872 с.
14. Dachev T.P. et al. Overview of the Liulin type instruments for space radiation measurement and their scientific results // Life Sciences in Space Research. 2015. Т. 4. P. 92–114.
15. Semkova J. et al. Charged particles radiation measurements with Liulin-MO dosimeter of FRIEND instrument aboard ExoMars Trace Gas Orbiter during the transit and in high elliptic Mars orbit // Icarus. 2018. Т. 303. P. 53–66.
16. Kovalenko I.D. et al. Micro-spacecraft in Sun-Venus Lagrange point orbit for the Venera-D mission // Advances in Space Research. 2020. Т. 66, № 1. P. 21–28.

17. Limaye S.S., Kovalenko I.D. Monitoring Venus and communications relay from Lagrange Points // *Planetary and Space Science*. 2019. Т. 179. №. 104710.
18. Russell C.T. et al. Lightning on Venus inferred from whistler-mode waves in the ionosphere // *Nature*. 2007. Т. 450, № 7170. P. 661–662.
19. Гаврик А.Л., Павельев А.Г., Гаврик Ю.А. Обнаружение ионосферных слоев в дневной ионосфере Венеры на высотах 80–120 км по результатам двухчастотного радиопросвечивания космическими аппаратами «Венера-15,-16» // *Солнечно-земная физика*. 2008. Т. 2, № 12. С. 203–205.
20. Корнеев К.Р. и др. Двухуровневая схема оптимизации перелёта Земля-Марс малого космического аппарата по гибридной схеме с электрореактивной двигательной установкой. Москва, 2024. Т. 1. С. 316–318.
21. Topputo F., Belbruno E. Earth–Mars transfers with ballistic capture // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. 2015. Т. 121, № 4. P. 329–346.
22. Понтрягин Л.С. и др. Математическая теория оптимальных процессов. 3-е изд. Москва: Наука, 1976. 392 с.
23. Корнеев К.Р. Аффинные преобразования сопряжённых переменных в задаче энергетически оптимального перелёта // *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*. 2025. 32 с.
24. Shirobokov M., Trofimov S., Ovchinnikov M. On the design of a space telescope orbit around the Sun-Venus L2 point // *Advances in Space Research*. 2020. Т. 65, № 6. P. 1591–1606.
25. 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.