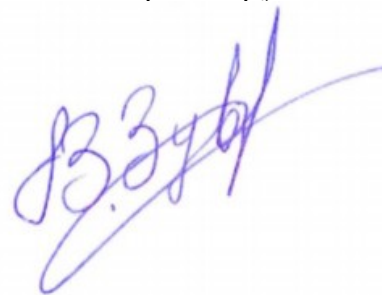


На правах рукописи



ЗУБКО Владислав Александрович

**ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГРАВИТАЦИОННЫХ
МАНЁВРОВ И РЕЗОНАНСНЫХ ОРБИТ ДЛЯ РАСШИРЕНИЯ
ВОЗМОЖНОСТЕЙ ИССЛЕДОВАНИЯ
ВЕНЕРЫ И МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ**

Специальность:

1.3.1 — Физика космоса, астрономия

2.5.16 — Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва — 2024

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Научный руководитель:

Эйсмонт Натан Андреевич

кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, ИКИ РАН

Официальные оппоненты:

Петухов Вячеслав Георгиевич

доктор технических наук, член-корреспондент РАН, профессор, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Тучин Андрей Георгиевич

доктор физико-математических наук, Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН)

Ведущая организация:

Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН (ГЕОХИ РАН)

Защита диссертации состоится «18» _____ сентября _____ 2024 г. в 14 ч 00 мин. на заседании совета по защите докторских и кандидатских диссертаций 24.1.481.02 на базе ИКИ РАН по адресу: 117997, Москва, Профсоюзная, 84/32, 2-й подъезд.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИКИ РАН <http://www.iki.rssi.ru/diss/index.htm>.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 117997, Москва, ул. Профсоюзная 84/32, ИКИ РАН, учёному секретарю диссертационного совета 24.1.481.02.

Автореферат разослан « ____ » _____ 2024 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.1.481.02
кандидат технических наук

С.В. Воронков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследований. В Российской Федерации начиная с 2000-х гг. ведётся разработка проекта миссии «Венера-Д» (буква «Д» подчёркивает, что миссия долгоживущая). Цель данной миссии — продолжить советскую программу исследований Венеры с помощью космических аппаратов (КА), а именно провести исследования её поверхности, состава и динамики атмосферы. В состав миссии входит межпланетный КА, который доставит посадочный аппарат (ПА), атмосферный модуль (АМ) и орбитальный модуль (ОМ) к планете.

Выбор места посадки ПА в рамках проекта миссии «Венера-Д» имеет решающее значение для успешной реализации научных исследований и определяется, главным образом, критерием научной значимости, при этом такой выбор ограничивается допустимыми значениями баллистических параметров перелёта. И здесь прослеживается противоречие между научной значимостью различных регионов венерианской поверхности и возможностями их достижения с точки зрения баллистики.

Наибольший приоритет в плане изучения поверхности Венеры имеют тессеры — древние образования, характеризующиеся большим наклоном к поверхности (более 30°) и являющиеся единственным «окном» в прошлое Венеры. К местам высокой научной значимости можно также отнести скопления вулканических пород, области активных вулканов, поскольку их исследование представляется критически важным для понимания геологии Венеры. К местам, обладающим высоким научным потенциалом, можно также отнести нижние подразделения региональных равнин и гладкие равнины ударного происхождения. Щитовые равнины, напротив, обладают крайне низким приоритетом для изучения.

С баллистической точки зрения актуальность задачи посадки ПА в требуемую область на поверхности Венеры обусловлена в первую очередь большим периодом вращения планеты вокруг своей оси (243 сут.), вследствие чего за время окна старта поверхность Венеры поворачивается всего лишь на пару десятков градусов. Другим баллистическим ограничением служит принимаемая на проектном уровне максимально допустимая перегрузка, которую будет способен выдержать аппарат при спуске в плотных слоях венерианской атмосферы. Всё вышперечисленное не позволяет осуществить посадку ПА в любой важной для исследований местности на поверхности Венеры.

Исходя из вышеописанного, **цель диссертационного исследования:** разработка методики построения траектории полёта к Венере, обеспечивающей доставку ПА практически в любую область поверхности планеты, при этом расширяющей возможности по исследованию атмосферы планеты, а также малых небесных тел.

Для достижения цели исследования были поставлены и решены следующие **задачи:**

1. Разработка методики построения траекторий полёта к Венере с использованием гравитационного манёвра и резонансных гелиоцентрических орбит КА, позволяющих совершить посадку ПА в заданную область на поверхности Венеры.
2. Разработка алгоритма, связывающего требуемую точку посадки на поверхности Венеры с параметрами траектории КА при пролёте планеты, позволяющими в конечном счёте перейти на резонансную с Венерой орбиту и совершить посадку в заданной точке поверхности, а также обоснование выбора наилучшего резонансного соотношения $m:n$ для применения в качестве опорного в рамках разрабатываемой методики с точки зрения максимизации достижимых районов посадки.
3. Определение границ применимости подхода, выраженное в оценке достижимых областей посадки ПА, в том числе с учётом баллистических ограничений миссии «Венера-Д», для дат старта в пределах сроков реализации перспективной российской программы по исследованию Венеры 2029–2034 гг., составной частью которой является указанная миссия.
4. Оценка влияния воздействия факторов космической среды, таких как неравномерное распределение массы внутри планеты, релятивистских эффектов, гравитационного притяжения в задаче многих тел, светового давления и атмосферы на эволюцию орбитальных параметров ОМ, и установление пределов выбора начальных параметров ОМ, при которых в рамках воздействия упомянутых выше факторов обеспечивается функционирование аппарата.
5. Определение условий, при которых при реализации миссии возможно проведение попутных исследований одного или нескольких малых небесных тел (астероидов или комет) при движении КА по резонансной орбите при полёте в заданную область на поверхности Венеры.

Отметим, что решаемая в настоящей работе научно-практическая задача основывается на ряде существующих **методов**. Для решения задачи Ламберта использовались методы Иццо и Суханова, поскольку они позволяют рассчитывать траектории движения КА в модели двух тел для случаев как облёта с угловой дальностью менее 2π , так и для случаев многовитковых облётов с угловой дальностью более 2π . В основе разработанной методики лежит подход, который мы для краткости обозначим как метод сферы скоростей «на бесконечности». Этот метод берет своё начало в фундаментальной работе В.А. Егорова, а также в трудах В.В. Белецкого, В.В. Ивашкина, Н.Н. Тупицына, далее используется в исследованиях Н.А. Эйсмонта, А.А. Суханова, А.Г. Тучина, Д.А. Тучина, А.В. Грушевского, Ю.Ф. Голубева, В.В. Корянова, М.С. Константинова; в зарубежной литературе упоминается метод годографа скоростей в трудах зарубежных учёных Р. Бэттина (*англ.* R. Battin), Дж. Брейквелла (*англ.* J. Breakwell), Д.У. Данхэма (*англ.* D.W. Dunham), Р.Х. Фаркуара (*англ.* R.H. Farquhar), Р. Рассела (*англ.* R. Russell), Н. Стренджа (*англ.* N.J. Strange).

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Разработана методика построения траекторий полёта к Венере, позволяющих совершить посадку ПА в заданную точку на поверхности планеты с использованием гравитационного манёвра и резонансных гелиоцентрических орбит КА.
2. Разработан алгоритм, позволяющий установить аналитическую зависимость между выбранным местом посадки ПА, обладающим высокой научной значимостью, и резонансной орбитой, обеспечивающей требуемый перелёт.
3. Установлены пределы допустимого выбора начальных орбитальных параметров ОМ в зависимости от накладываемых на его орбиту технических ограничений, и научных целей миссии в рамках разработанной методики.
4. Разработаны полуаналитические способы в кеплеровом приближении определения длительности затмения ОМ Венерой, а также радиовидимости между ОМ и ПА в зависимости от их орбитальных параметров.
5. Разработан алгоритм, позволяющий определять траекторию КА, включающую попутное исследование одного или нескольких малых небесных тел (астероидов или комет), при их безымпulseном пролёте, увеличивая тем самым научный потенциал миссии в целом.

Практическая значимость работы заключается в следующем:

1. Разработанная методика применена в проекте «Венера-Д». Показано её преимущество перед традиционными подходами. Сценарий миссии полёта к Венере, выработанный с помощью методики, принят в качестве основного сценария для одной из планируемых миссий исследования Венеры в рамках предполагаемой программы исследований (2029–2034).
2. С использованием разработанной методики и программного обеспечения построены траектории полёта к Венере с гравитационным манёвром, проведено сравнение указанной методики с уже существующими способами расширения возможностей посадки ПА в заданную область на поверхности Венеры.
3. Показано, что траектория полёта КА к Венере с посадкой в заданную точку её поверхности может сопровождаться одновременным пролётом малого небесного тела, при этом КА остаётся на резонансной орбите и выполняет свою основную задачу. Для сценариев миссии с запусками в 2029–2050 гг. найдены конкретные астероиды и кометы, пролёт которых может быть осуществлён при движении КА по резонансной орбите.

Положения, выносимые на защиту:

1. Впервые выбраны перспективные, ранее неисследованные районы посадки миссии «Венера-Д» и предложена методика, позволяющая с использованием гравитационного маневра и резонансных орбит обеспечить посадку космического аппарата в заданную область на поверхности Венеры

2. Получены оценки влияния разного рода технических ограничений миссии «Венера-Д» на размеры доступных для посадки районов, а также предложены способы, позволяющие добиться практически полного устранения недоступных для посадки районов на поверхности планеты.
3. Построены карты областей поверхности Венеры, достижимых для посадки с использованием и без использования резонансных орбит, а также с учётом различных ограничений, определяющие область применимости разработанной методики в практическом применении, показано преимущество разработанного подхода при отсутствии и наличии ограничений на выбор орбиты ОМ.
4. Определены малые небесные тела, исследование которых возможно с пролётной траектории при выполнении КА основных научных задач миссии перелёта к Венере.

Достоверность полученных в диссертации научных результатов обеспечивается адекватностью применённых и разработанных моделей и методик современным теориям и данным, проверкой и тестированием различными способами, апробацией теоретических результатов численными расчётами, а также сравнением полученных результатов с исследованиями других авторов.

Личный вклад автора. Автором разработана методика использования гравитационных манёвров и резонансных орбит; самостоятельно получены все теоретические и практические результаты работы, создано соответствующее программное обеспечение.

Апробация работы и публикации. Основные результаты, полученные в диссертации, докладывались и обсуждались на следующих мероприятиях: Всероссийском конкурсе молодёжных проектов «Орбита молодёжи-2019» (Санкт-Петербург, 2019); 54-х, 57-х и 58-х Научных чтениях «Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского» (Калуга, 2019, 2022–2023 гг.); XLIV, XLV, XLVI и XLVII Академических чтениях по космонавтике, посвящённых памяти академика С.П. Королёва (Москва, 2020–2023 гг.); IAA/AAS SciTech Forum (Москва, 2020 г.); The 16th, 17th Space Operations Conference (ЮАР, Кейптаун, 2021 г., ОАЭ, Дубай, 2023 г.); Всероссийском астрономическом конгрессе ВАК-2021 (Москва, 2021 г.); 11th, 12th, 13th, 14th Moscow Solar System Symposium (Москва, 2020–2024 гг.); VII, VIII Международной конференции «Фундаментальные и прикладные задачи механики» (FAPM-2021, -2022); Научном семинаре по механике, управлению, информатике ИКИ РАН (Москва, 2021–2022 гг.), COSPAR-2022 44th General Assembly (Афины, 2022 г.); 28th International Symposium on Space Flight Dynamics ISSFD (Пекин, 2022 г.); 72nd, 73rd International Astronautical Congress, IAC-2022, 2023 (Париж, 2022 г., Баку, 2023 г.).

Основные результаты работы изложены в 12 **печатных трудах**, из них 10 в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, из которых 6 в изданиях, индексируемых международными реферативными базами данных Scopus и Web of Science; а также 2 в сборниках трудов конференций индексируемых в базе данных Scopus. Общий объем: 12 печ.л./9,5 печ.л.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из оглавления, введения, четырёх глав, заключения, списка литературы и приложений. Общий объём диссертации составляет 227 страниц, включая 75 рисунков, 21 таблицу. Список литературы содержит 140 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **Введении** обоснована актуальность темы диссертационной работы; сформулированы цель исследования и рассматриваемые задачи, практическая и теоретическая значимость, а также научная новизна работы; представлена апробация работы; описаны структура и краткое содержание диссертации.

В **первой главе** диссертации кратко рассмотрена история исследований Венеры советскими космическими аппаратами серий «Венера» и «Вега», а также иностранными «Пионер-Венера» (*англ.* Pioneer Venus), «Маринер» (*англ.* Mariner), «Магеллан» (*англ.* Magellan), «Венера-Экспресс» (*англ.* Venus Express) и «Акацуки» (*англ.* Akatsuki). Также проведён анализ современных миссий по исследованию Венеры, которые планируется запустить в конце 2020-х и середине 2030-х гг. К вновь разрабатываемым проектам миссий относятся: Российская программа по исследованию Венеры (в том числе и проект «Венера-Д», Роскосмос, Российская Федерация), EnVision (орбитальный модуль, ЕКА (Европейское космическое агентство, *англ.* European Space Agency — ESA), ЕС), DAVINCI+ (посадочный аппарат, НАСА (Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства, *англ.* National Aeronautics and Space Administration — NASA), США), VERITAS (орбитальный модуль, НАСА, США), Venus Flagship Mission (посадочный и пролётный модули, НАСА, США), Shukrayaan-1 (Индийская организация космических исследований (ISRO), *англ.* India Space Research Organization). Также в первой главе проведён анализ баллистических сценариев американских миссий DAVINCI+ и Venus Flagship, в рамках которых планируется использование гравитационных манёвров у Венеры. Исследован сценарий отечественной миссии «Венера-Д».

Рассмотрен вопрос приоритета в выборе мест посадки ПА на поверхность Венеры с точки зрения их научной значимости. Выбор мест посадки по данному критерию — одна из наиболее важных частей любой миссии к Венере, включающей этап посадки, из-за ограниченного времени жизни ПА.

Сделан обзор уже существующих, а также перспективных способов решения не реализуемой в рамках стандартного подхода задачи обеспечения посадки ПА в заданную область поверхности Венеры. Приводится сравнение таких методов. Показано, что данные методы не могут в полной мере обеспечить необходимую свободу выбора достижимых мест посадки на поверхности Венеры

Во **второй главе** изложена методика использования гравитационного манёвра и гелиоцентрических резонансных $m:n$ орбит КА для построения траектории перелёта КА от Земли к Венере с посадкой в заданной области, основными этапами которой являются: I построение траектории КА с низкой околоземной орбиты до границы сферы действия; II расчёт межпланетной траектории КА от Земли к Венере, реализуемый с помощью решения задачи Ламберта; III расчёт гравитационного манёвра, заключающийся в определении параметров необходимой резонансной орбиты $m:n$, приводящей КА к требуемой точке посадки; IV определение необходимого числа витков полёта КА по

резонансной орбите $m:n$; V расчёт траектории КА в сфере действия Венеры от момента её пересечения до условной границы атмосферы планеты; VI оценка смещения точки посадки ПА в результате спуска в плотных слоях атмосферы планеты (Рисунок 1).

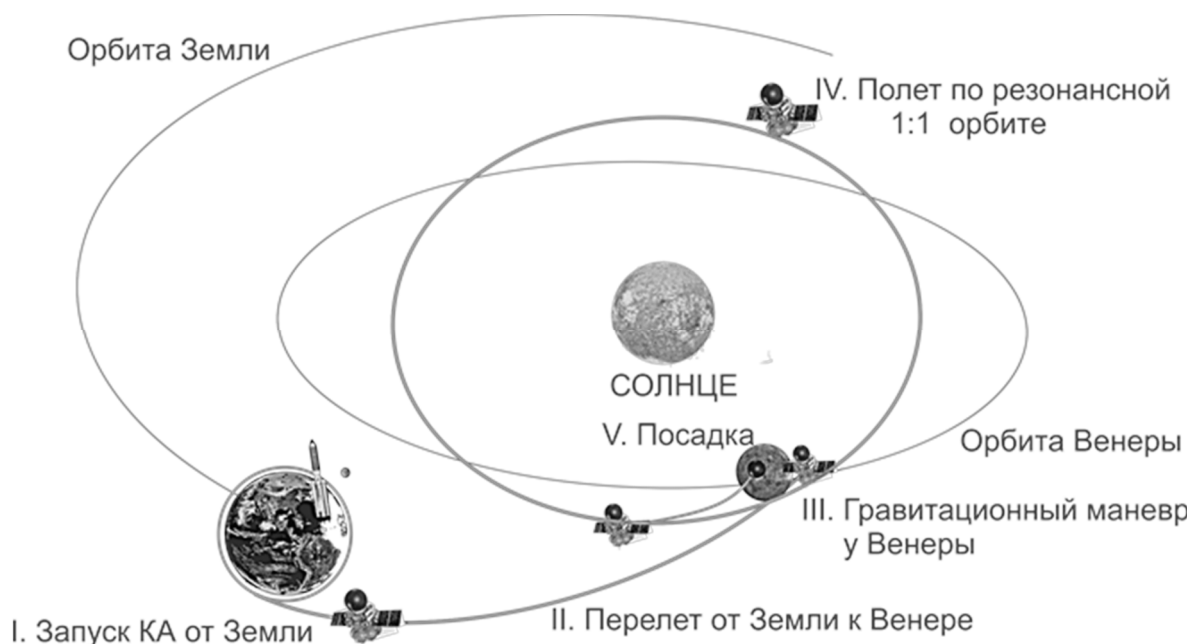


Рисунок 1 — Сценарий миссии к Венере с использованием гравитационного манёвра для расширения посадочных областей на её поверхности

Определение траектории КА проводилось в модели склеенных конических участков и точечных сфер действия, т.е. траектория перелёта от Земли к Венере с двойным её облётом разбивалась на два участка: первый — Земля – Венера; второй — Венера – Венера.

Схема расчёта участка перелёта Земля – Венера состояла в решении задачи Эйлера – Ламберта, в рамках которой по заданной длительности перелёта от Земли к Венере и положениям планет на момент старта ($\mathbf{r}_0(t_0)$) и конца участка полёта ($\mathbf{r}_1(t_1)$) определялись гелиоцентрические скорости КА ($\mathbf{V}_0^+(t_0)$) и ($\mathbf{V}_1^-(t_1)$) соответственно.

По известным гелиоцентрическим скоростям КА и орбитальным скоростям планет ($\mathbf{V}_{p,0}(t_0), \mathbf{V}_{p,1}(t_1)$) определялись избытки отлётной гиперболической скорости КА относительно Земли $\mathbf{V}_{r,0}^+(t_0)$ и подлётной гиперболической скорости КА относительно Венеры $\mathbf{V}_{r,1}^-(t_1)$.

$$\begin{cases} \mathbf{V}_{r,0}^+(t_0) = \mathbf{V}_0^+(t_0) - \mathbf{V}_{p,0}(t_0), \\ \mathbf{V}_{r,1}^-(t_1) = \mathbf{V}_1^-(t_1) - \mathbf{V}_{p,1}(t_1), \end{cases}$$

где индексами «0», «1» обозначены параметры КА при отлёте от Земли и подлёте к Венере соответственно, а также Земли и Венеры; t_0, t_1 — моменты времени начала полёта КА от Земли и прилёта к Венере.

Для расчёта двойного облёта Венеры требовалось разработать такой алгоритм, который связывал бы координаты точки посадки (входа в атмосферу) с избытком гиперболической скорости КА относительно Венеры после гравитационного манёвра ($\mathbf{V}_{r,1}^+(t_1)$), тем самым определяя гелиоцентрическую траекторию КА.

Достижение требуемой точки посадки осуществлялось поворотом $\mathbf{V}_{r,1}^-(t_1)$ таким образом, чтобы окружность посадки (здесь и далее под окружностью посадки будем понимать пересечение многообразия подлётных гиперболических траекторий с равной прицельной дальностью с поверхностью Венеры), определяемая $\mathbf{V}_{r,1}^-(t_2)$, где t_2 — момент времени повторного сближения КА с Венерой и посадки на её поверхность, проходила через заданную точку посадки. В случае пассивного гравитационного манёвра (т.е. без сообщения КА дополнительных импульсов при пролёте планеты), требуемый вектор асимптотической скорости $\mathbf{V}_{r,1}^+(t_1)$ можно определить, используя сферу скоростей на бесконечности (Рисунок 2).

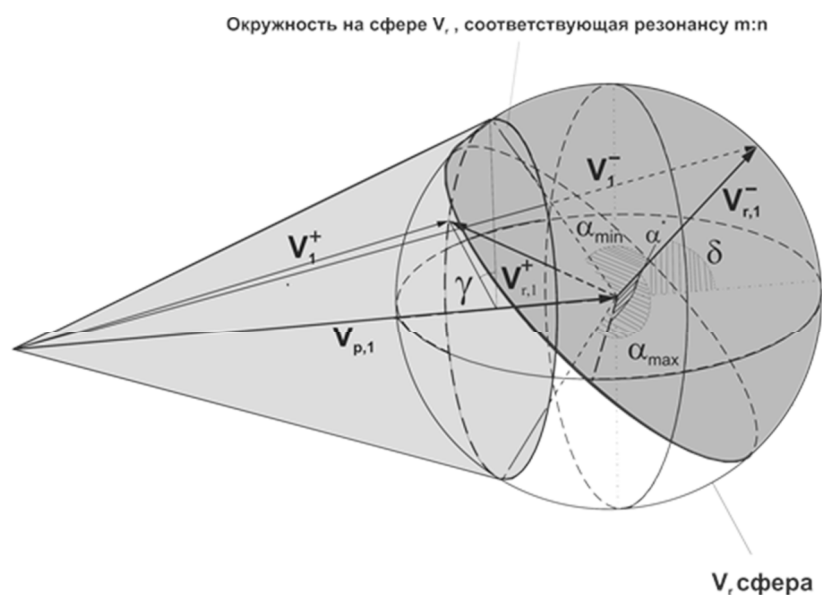


Рисунок 2 — Изображение сферы скоростей «на бесконечности» и геометрические операции по выделению повороту от $\mathbf{V}_{r,1}^-$ к $\mathbf{V}_{r,1}^+$ с целью попадания его конца на окружность, соответствующую резонансу $m:n$

Сферой скоростей на бесконечности будем называть сферу, радиусом $V_r = |\mathbf{V}_{r,1}^-(t_1)| = |\mathbf{V}_{r,1}^+(t_1)|$, образованную вращением вектора $\mathbf{V}_{r,1}^-(t_1)$, размещённого на конце вектора $\mathbf{V}_{p,1}(t_1)$, на полный телесный угол 4π . Для выделения доступных направлений поворота требуется вычислить максимальный естественный угол поворота α^* , величина которого определяется допустимым значением минимального расстояния пролёта КА планеты $r_{\pi \min}$, а также зависит

от модуля асимптотической скорости КА при пролёте Венеры и задаётся соотношением:

$$\sin \frac{\alpha^*}{2} = \frac{1}{1 + r_{\pi \min} V_r^2 / \mu_{pl}}, \quad (1)$$

где μ_{pl} — гравитационный параметр Венеры, а величина $r_{\pi \min}$ в настоящей работе была принята равной 6551 км для исключения влияния верхних слоёв атмосферы планеты на траекторию полёта КА.

Переход от $\mathbf{V}_{r,1}^-$ к $\mathbf{V}_{r,1}^+$ за счёт гравитационного манёвра достигается благодаря выбору радиуса перицентра и наклона к базовой плоскости выбранной системы координат пролётной гиперболической траектории КА. На сфере скоростей такой переход соответствует повороту $\mathbf{V}_{r,1}^-$ из исходного положения, определяемого углом $\delta = \left(\widehat{\mathbf{V}_{p,1}, \mathbf{V}_{r,1}^-} \right)$, в положение $\mathbf{V}_{r,1}^+$ по углам γ и $\alpha_{\min} = \min_{\gamma \in [0, 2\pi]} \left(\widehat{\mathbf{V}_{r,1}^+, \mathbf{V}_{r,1}^-} \right)$. Угол γ отсчитывается в плоскости, ортогональной вектору $\mathbf{V}_{p,1}$, по часовой стрелке от нормали к орбите Венеры (см. Рисунок 2). Таким образом, КА может переходить между резонансными $m:n$ орбитами, при этом выбор соотношения $m:n$ осуществляется за счёт выбора угла α_{\min} , выбор угла γ позволяет осуществлять переход между резонансными орбитами с одинаковым отношением $m:n$. В гелиоцентрической системе координат это проявляется в том, что при разных γ и одинаковом соотношении $m:n$ большая полуось гелиоцентрической орбиты КА после гравитационного манёвра остаётся неизменной, а эксцентриситет (e) и наклонение (i) изменяются так, что $\sqrt{1 - e^2} \cdot \cos i = \text{const}$.

Из Рисунка 2 видно, что угол $\alpha = \left(\widehat{\mathbf{V}_{r,1}^+, \mathbf{V}_{r,1}^-} \right)$ изменяется в пределах от минимального значения α_{\min} до максимального α_{\max} , где $\alpha_{\min} = \Phi - \delta$, $\alpha_{\max} = \Phi + \delta$, $\Phi = \arccos \left[\frac{1}{2V_r V_p} \left\{ \left(-\left(\frac{m}{n} \right)^{2/3} + 1 \right) V_p^2 - V_r^2 \right\} \right]$.

Далее в работе решена задача об установлении связи между координатами точки посадки и требуемыми проекциями $\mathbf{V}_{r,1}^+$. Приведём основные шаги получения решения, связывающего аналитически требуемую точку посадки на поверхности Венеры и проекции вектора асимптотической скорости КА после поворота гравитационным полем Венеры. Исходными данными являлись t_1 , $\mathbf{V}_{r,1}^-$ в планетоцентрической системе координат, а также заданные планетографические координаты точки посадки L (широта φ_L и долгота λ_L).

На первом шаге решения по известным гелиоцентрическим векторам положения и скорости Венеры ($\mathbf{r}_{p,1}, \mathbf{V}_{p,1}$), в момент t_1 вычисляются проекции $\mathbf{V}_{r,1}^+$

в орбитальной системе координат (центр системы координат помещён на конце $\mathbf{V}_{p,1}$, ось абсцисс направлена вдоль $\mathbf{V}_{p,1}$, ось аппликат — вдоль $\mathbf{r}_{p,1} \times \mathbf{V}_{p,1}$, ось ординат — по трансверсали, дополняя систему до правой тройки).

Во введённой системе координат проекции вектора $\mathbf{V}_{r,1}^+$ задаются углами Φ между вектором асимптотической скорости и $\mathbf{V}_{p,1}$, и γ между осью аппликат и проекцией вектора асимптотической скорости на плоскость аппликат-ординат). Угол Φ зависит только от заданного резонансного отношения $m:n$ и V_r , поскольку $V_p \approx \text{const}$. Требуемая ориентация $\mathbf{V}_{r,1}^+$ при условии $m:n = \text{const}$ будет задаваться только поворотом на угол γ , который можно связать с планетографическими координатами точки посадки $L(\varphi_L, \lambda_L)$. В таком случае всегда будут существовать два решения:

$$\gamma_{A,B} = \gamma_C \pm \arccos \frac{\cos \psi}{\cos |\Phi - \sigma|}, \quad (2)$$

где ψ — угловой радиус окружности посадки; $\gamma_A, \gamma_B, \gamma_C$ — значения γ для первого и второго решения, а также вспомогательное

$$\gamma_C = \arctg \left(- \frac{\sin(\lambda_L - \lambda_P) \cos \varphi_L}{\sin \varphi_L \cdot \cos \varphi_P - \cos \varphi_L \cdot \sin \varphi_P \cdot \cos(\lambda_L - \lambda_P)} \right); \quad \sigma — \text{угол между}$$

направлением из центра планеты на точку пересечения вектором орбитальной скорости Венеры её поверхности в планетографических координатах (φ_P, λ_P) и направлением из центра планеты на точку посадки $L(\varphi_L, \lambda_L)$ через решение обратной геодезической задачи.

$$\left(\mathbf{V}_{r,1}^+ \right)_{1,2} = V_r \left[\begin{array}{cc} \cos \Phi & \sin \left(\gamma_C \pm \arccos \frac{\cos \psi}{\cos |\Phi - \sigma|} \right) \sin \Phi \\ \sin \Phi & \cos \left(\gamma_C \pm \arccos \frac{\cos \psi}{\cos |\Phi - \sigma|} \right) \sin \Phi \end{array} \right]^T \quad (3)$$

Выбор конкретного решения (2) может быть осуществлён в зависимости от дополнительных ограничений, накладываемых на баллистический сценарий полёта КА. Получив решение (2), можно окончательно записать проекции $\mathbf{V}_{r,1}^+$ в виде выражения (3).

При этом стоит отметить, что хотя бы один из полученных векторов скорости $\left(\mathbf{V}_{r,1}^+ \right)_{1,2}$ в (3) должен быть достижим за счёт гравитационного манёвра, т.е. должно выполняться условие

$$\arccos \frac{\mathbf{V}_{r,1}^- \left(\mathbf{V}_{r,1}^+ \right)_j}{V_r^2} < \alpha^*, \quad j = 1, 2.$$

Если данное условие нарушается для одного из векторов, то такой вектор в качестве решения не может быть принят, и, следовательно, полёт будет происходить только по одной из возможных резонансных орбит. В случае если условие нарушается одновременно для двух векторов, полёт по орбите заданного соотношения $m:n$ осуществлён быть не может, в этом случае требуется изменение либо даты старта, либо даты прилёта к Венере.

В случае если хотя бы для одного из векторов условие выполняется, можно легко получить вектор состояния КА на резонансной орбите в момент времени t_1 по известным проекциям $V_{r,1}^+$.

Следующим шагом становится расчёт траектории КА внутри сферы действия Венеры в момент окончательного сближения с планетой. Воспользовавшись свойством резонансных орбит, согласно которому в планетоцентрической системе координат проекции $V_{r,1}^+$ после m витков полёта КА по резонансной орбите сохраняются в момент t_2 , можно определить параметры подлётной гиперболической траектории КА. Затем геометрическим способом, зная $V_{r,1}^+$, можно определить параметры траектории КА в момент пересечения условной границы атмосферы (в настоящей работе принималось, что условная граница атмосферы расположена на высоте 140 км).

Дальнейший участок траектории КА интегрировался с использованием метода Рунге-Кутты 8(9)-го порядка и табличной модели атмосферы из работ Б. Петрополуса (*англ.* В. Petropoulos).

Для рационального использования методики был проведён анализ доступных резонансных орбит, получаемых при однократном пролёте Венеры. На Рисунке 3 приведена зависимость предельно возможных за счёт однократного пролёта Венеры резонансных соотношений периодов орбит КА и планеты. Также построена зависимость α^* от V_r .

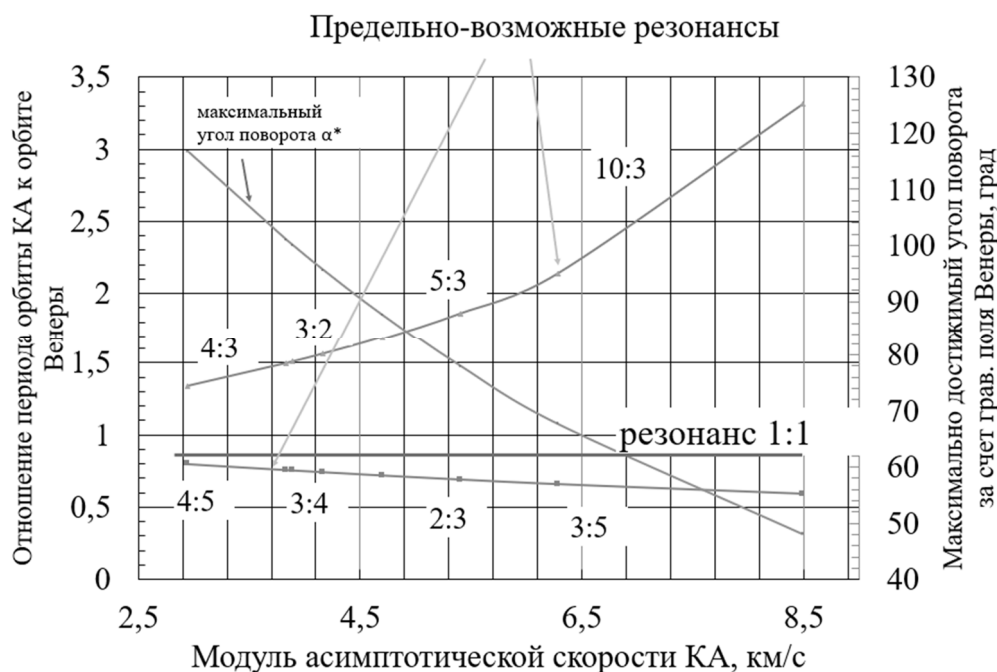


Рисунок 3 — Предельно возможные резонансные соотношения орбит КА и Венеры после гравитационного маневра

Из Рисунке 3 видно, что несмотря на кажущееся увеличение предельно доступных резонансов, на самом деле их число будет в некоторой степени

сокращаться за счет уменьшения α^* . Заметим, что во многом доступность того или иного резонанса будет определяться и ориентацией вектора подлётной асимптотической скорости КА.

Далее в работе следует выбор наилучшей для реализации в рамках разработанной методики резонансной $m:n$ орбиты. Для этого вначале проводится оценка доступного множества направлений поворота вектора асимптотической скорости. С этой целью вводится параметр $\Delta\gamma = 2\gamma_{\max}$ (геометрическая интерпретация параметра γ_{\max} показана на Рисунке 4а), который определяет доступное за счёт гравитационного манёвра у Венеры множество векторов асимптотической скорости КА. Вычислить γ_{\max} можно по формуле

$$\gamma_{\max} = \begin{cases} \arccos\left(\frac{\cos \alpha^* - \cos(\alpha_{\min} + \delta) \cdot \cos \delta}{\sin(\alpha_{\min} + \delta) \cdot \sin \delta}\right), & \cos(\alpha_{\max}) \leq \cos \alpha^* \leq \cos(\alpha_{\min}), \\ 180^\circ & \cos \alpha^* \leq \cos(\alpha_{\max}) \leq \cos(\alpha_{\min}), \end{cases}$$

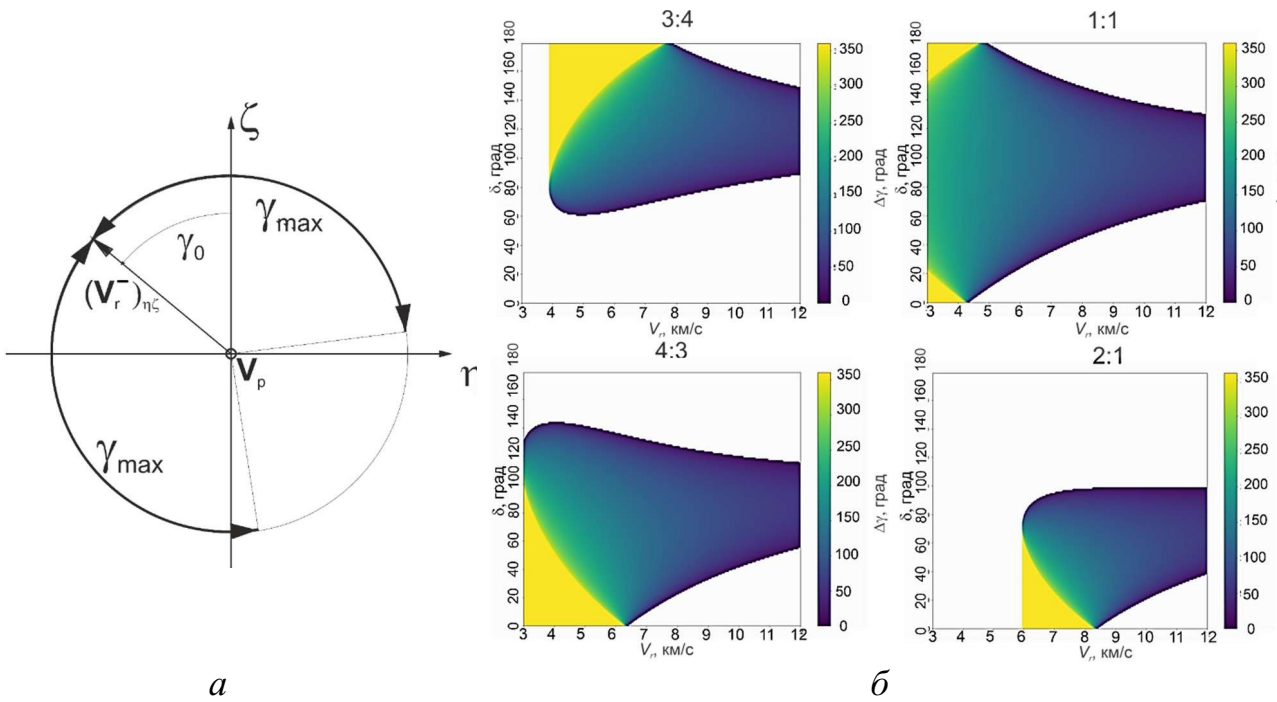


Рисунок 4 — Геометрическая интерпретация параметра γ_{\max} (а); зависимость $\Delta\gamma$ от V_r и δ для резонансных соотношений 3:4, 1:1, 4:3, 2:1 (б)

Отметим, что $\gamma_{\max} \in [0^\circ; 180^\circ]$ и $\Delta\gamma \in [0^\circ; 360^\circ]$, где 0° соответствует наихудшему случаю, когда безимпульсный переход КА на резонансную орбиту заданного соотношения $m:n$ невозможен для принятых значений подлётной асимптотической скорости КА к Венере V_r и её ориентации относительно вектора орбитальной скорости, характеризуемой углом δ , а 180° соответствует, напротив, наилучшему случаю, когда переход возможен на любую из орбит резонанса $m:n$. В случае $\cos \alpha^* \geq \cos(\alpha_{\min})$ решений по γ_{\max} не существует.

Рассмотрим изменение $\Delta\gamma$ в зависимости от условий подлёта КА к Венере, характеризуемого величиной V_r и её ориентацией δ (рис. 4 б) для четырёх резонансов, расположенных в относительной «близости» на сфере скоростей (см. Рисунок 2). На Рисунке 4б видно, что для резонансных соотношений 3:4 и 4:3 характерны довольно большие диапазоны V_r и δ , которые представляются наиболее благоприятными с точки зрения возможности достижения любой точки на поверхности Венеры. В свою очередь, резонансное соотношение 2:1, которое реализуется при движении КА по гелиоцентрическим орбитам с высоким афелием, не может быть реализовано в принципе при малой асимптотической скорости КА. Соотношение резонансов 1:1 реализуется на широком диапазоне V_r и δ , однако области, где $\Delta\gamma = 360^\circ$, малы по сравнению со случаями 3:4 и 4:3. Однако предпочтительным с точки зрения проведения научных экспериментов является наискорейшая повторная встреча с Венерой, которая обеспечивается в случае движения КА по резонансной 1:1 орбите, поэтому далее в работе все примеры будут приведены именно для таких орбит.

Глава 3 посвящена практическому применению разработанных методов и алгоритмов для построения траектории полёта КА к Венере. Построены изолинии функционала для дат старта с 2029 по 2034 г., выделены окна старта традиционной продолжительностью 2 нед. и расширенные. Под последними понимаются такие окна старта, длительность которых составляет 1 мес., а оптимальная дата старта расположена ровно посередине. Заметим, что для оптимизации траекторий полёта к Венере используется следующий функционал $\Delta V_0(t_0, t_1) + V_r(t_1)$, где $\Delta V_0 = \sqrt{2\mu_0/r_{\text{НОО}} + V_r^2} - \sqrt{\mu_0/r_{\text{НОО}}}$ — характеристическая скорость, сообщаемая КА на низкой околоземной орбите высотой 200 км для перехода на межпланетную траекторию полёта к Венере (μ_0 — гравитационный параметр Земли, $r_{\text{НОО}}$ — радиус низкой околоземной орбиты). Оптимизационная задача решалась в два этапа: на первом с помощью метода дифференциальной эволюции определяется окрестность минимума, на втором — экстремум уточнялся градиентным методом *BFGS* (англ. Broyden – Fletcher – Goldfarb – Shanno).

Осуществлена оценка областей на поверхности Венеры, куда возможна посадка ПА (достижимых областей посадки) для окон старта с 2029 по 2034 г. при построении траекторий перелёта КА к Венере в рамках разработанной методики. Рассмотрено применение методов и алгоритмов в рамках баллистического сценария миссии «Венера-Д». Осуществлена оценка достижимых областей посадки в случае, если одним из элементов миссии является ОМ, требования к орбите которого следует учитывать при определении областей посадки.

Приведён пример построения с помощью разработанной методики траектории перелёта КА с посадкой в важный с исследовательской точки зрения регион Велламо-Юг (29° с.ш., 164° в.д.). Отметим, что посадка в этот регион неосуществима в рамках прямого перелёта при старте в любую из дат окна старта проекта «Венера-Д» в 2031 г. В качестве даты старта для построения траектории

с использованием разработанной методики рассмотрена дата 03.06.2031; затраты характеристической скорости составили $\Delta V_0 + V_r = 6,69$ км/с; $\Delta V_0 = 3,78$ км/с при длительности перелёта 127 сут. на участке Земля – Венера. Угол входа в атмосферу принимается равным 12° , что приблизительно соответствует максимальной перегрузке в $100g$. На Рисунке 5 показаны карты с рассчитанными окружностями посадки (для даты посадки 20.05.2032) при полёте КА по траекториям, полученным в рамках разработанной методики. Отметим, что посадка в область Велламо-Юг при полёте с гравитационным манёвром оказывается возможной на протяжении всего окна старта в 2031 г (с 28.05 по 10.06).

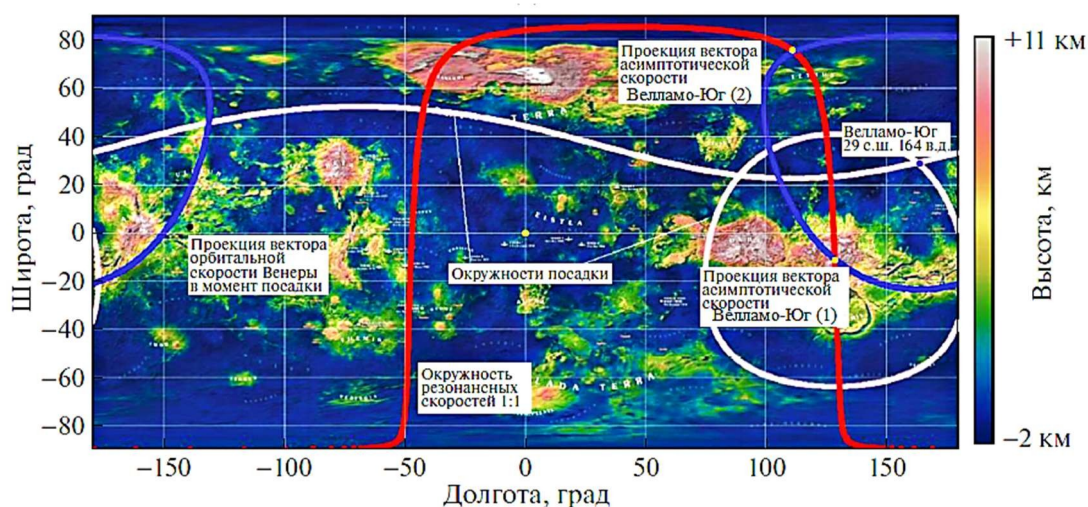


Рисунок 5 — Окружности посадки, полученные при полёте по выбранным траекториям, приводящим к посадке в заданный регион Велламо-Юг на поверхности Венеры

Показано, что при использовании разработанной методики существуют две возможные гелиоцентрические траектории полёта КА, каждая из которых приводит к посадке в заданном регионе Велламо-Юг. Обе эти траектории различаются по наклону к плоскости эклиптики ($4,21^\circ$ и $2,10^\circ$ соответственно), а также по высоте перицентра гиперболической траектории КА при облёте Венеры, которая составляет 6573 км (для $i = 4,21^\circ$) и 13 233 км (для $i = 2,10^\circ$), соответственно. Выбор конкретной траектории может быть обусловлен дополнительными ограничениями на траекторию КА внутри сферы действия планеты.

Проведён анализ суммарной достижимой области посадки (под такой областью будем понимать всю совокупность окружностей посадки на поверхности Венеры, полученных для каждой из дат запуска в пределах окна старта) для окон старта с 2029 по 2034 г. На Рисунке 6 приведён пример для 2031 г, заштрихованная жёлтым цветом область недоступна при запуске в любую из дат старта. Отметим, что устранение недостижимых областей посадки возможно изменением даты пролёта Венеры; полученная таким путём траектория будет неоптимальной в смысле выбранного критерия, однако, как показали расчёты, изменение даты пролёта Венеры в пределах ± 5 сут.

увеличивает величину функционала не более чем на 100 м/с, изменение даты пролёта на ± 3 сут. увеличивает величину функционала не более чем на 30 м/с.

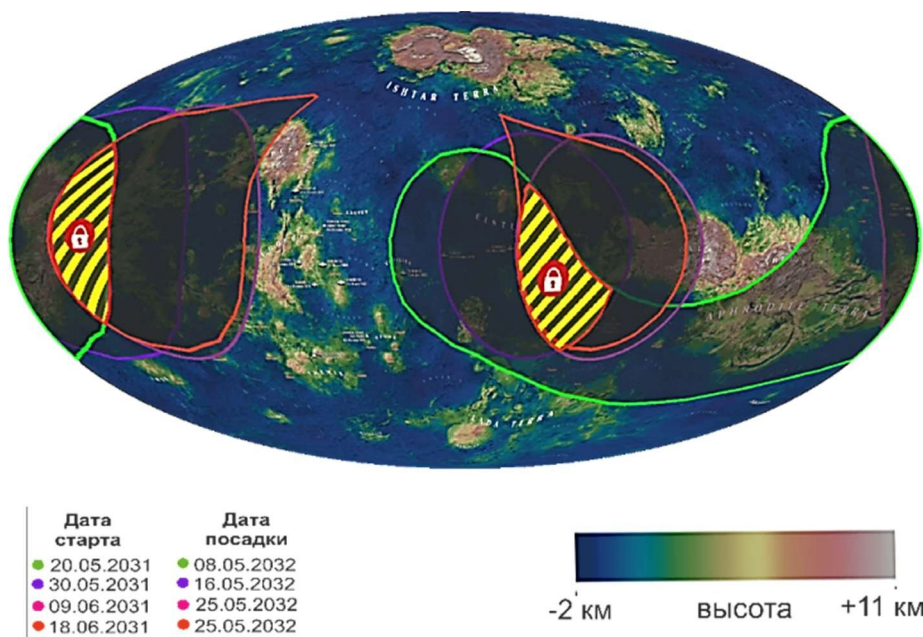


Рисунок 6 — Суперпозиция достижимых областей на поверхности Венеры в окна старта в 2031 г. Жёлтым заштрихованы области, попадание в которые невозможно в течение всего окна старта. Области построены на карте Венеры в равноплощадной проекции Мольвейде, центральный меридиан совмещён с нулевым для Венеры (область Альфа)

Посадка в такие области невозможна при старте в любую из дат в окно старта 2031 г. Затемнённые области соответствуют недоступным для посадки районам в том случае, если рассматривается перелёт к Венере в заданную дату старта. Заметим, что условный центр этих (затемнённых) областей находится в окрестности виртуальной точки пресечения вектора орбитальной скорости Венеры с её поверхностью.

Затем проведён анализ сценария миссии полёта к Венере, в котором требуется учитывать ограничения, возникающие при совместном проектировании орбиты ОМ и траектории полёта ПА. Рассмотренный случай представляет особую актуальность, например, для проекта «Венера-Д».

Схема полёта повторяет схему, показанную на Рисунке 1 с одним исключением: на этапе посадки (V) от КА отделяется ОМ с помощью импульса увода, прикладываемого к КА на границе сферы действия планеты.

Отметим, что, согласно работам специалистов НПО им С.А. Лавочкина и научным задачам проекта «Венера-Д», орбита ОМ является высокоэллиптической с периодом в одни земные сутки и высотой перицентра 500 км, что в кеплеровых элементах соответствует $a_0 = 39\,545$ км и $e_0 = 0,8334$. Также в диссертации были учтены и другие ограничения проекта, которые будут описаны ниже.

Расчёт точек посадки при учёте ограничений на орбиту ОМ осуществлялся по следующей схеме: вначале с использованием предложенной методики

рассчитывалась траектория перелёта к заданной точке посадки, затем в привязке к тому же вектору асимптотической скорости рассчитывались параметры орбиты ОМ.

Последовательно проверялись ограничения на длительность существования ОМ (далее ΔT_1 , т.е. продолжительность функционирования ОМ от момента выхода на заданную орбиту до уменьшения высоты перицентра ниже некоторого предельного значения, ограничение — не менее 8 лет), ограничение на длительность сеанса связи между ПА и ОМ, ограничение на продолжительность теневых участков.

Были найдены i_0 , ω_0 орбиты ОМ, заданные во вращающейся системе координат, в которой ось x направлена вдоль линии, соединяющей центры масс возмущающего и центрального тела, и такие, что $\Delta T_1 \rightarrow \max$ для семейства орбит с обозначенными параметрами. В работе показано, что длительность существования ОМ более 5 лет достигается для орбит околополярного наклона при $\omega_0 \in (90^\circ; 180^\circ)$ и $\omega_0 \in (270^\circ; 360^\circ)$, с уменьшением наклона орбиты в силу убывания амплитуды возмущений высоты перицентра ($h_p \sim -\sin i \cdot \sin 2\omega$) граница области по ω_0 , в которой выполнялось условие по ΔT_1 , расширялось, два приведённых выше интервала пересекались уже при наклонениях орбиты $\leq 16^\circ$, а для орбит с наклонениями, близкими к 0° к плоскости орбиты возмущающего тела, критерий по ΔT_1 выполнялся для любых ω_0 .

Ограничение на длительность связи между ОМ и ПА ($\Delta T_3 < 180$ мин.) было учтено путём дополнительного решения следующей задачи. Положение ПА фиксировалось на момент входа в атмосферу, положение ОМ было перенесено в перицентр его геспероцентрической орбиты. Принималось, что поле видимости радара ПА формирует конус с углом полураствора ζ и осью, проходящей по направлению планетоцентрического радиус-вектора, связывающего положение ПА и центр Венеры. Тогда решение задачи состоит в отыскании максимума функционала, характеризующего длительность сеанса радиосвязи между ОМ и ПА ($\Delta T_3 \rightarrow \max$) на интервале углов между плоскостями движения ОМ и ПА ($\kappa \in (0^\circ; 360^\circ)$). Согласно численной оценке градиентным методом, было найдено $\kappa = 180^\circ$ при $\zeta \leq 90^\circ$. Для ограничения, принятого в проекте «Венера-Д» ($\Delta T_3 \geq 180$ мин.), принимая $\zeta = 90^\circ$, было получено, что ограничение по выполняется при ΔT_3 . Проведены расчёты по оценке суммарных достижимых областей посадки, получаемых как при максимальном значении ΔT_3 ($\kappa = 180^\circ$), так и в том случае, когда допускается некоторое варьирование κ в приведённых выше пределах.

Далее определялась длительность нахождения спутника в тени Венеры (при ограничении на суммарную продолжительность пребывания КА в тени не более 60 мин. за виток), которая определялась по разработанной аналитической модели с учётом областей тени и полутени. Был проведён анализ изменения ΔT_2 от Ω_0 , ω_0 , i_0 . Было показано, что суммарный эффект от применения всех трёх ограничений приводит к значительному урезанию достижимых областей

посадки (более 40-50%). Данный эффект объясняется тем, что ограничения на ΔT_2 и ΔT_1 вступают в некоторое противоречие друг с другом, поскольку при уменьшении наклона орбиты ΔT_1 возрастает, в то же время увеличивается и ΔT_2 , что приводит к большему отсечению достижимых районов посадки именно за счёт суммарного влияния обоих ограничений.

Если соответствующая точке посадки ПА орбита ОМ удовлетворяет заданным ограничениям, то считается, что цель алгоритма достигнута, в противном случае требуется изменить начальные параметры или изменить точку посадки, например, выбрать ближайшую к ранее заданной.

Анализ суперпозиции областей посадки (Рисунок 7), построенных с учётом ограничений на ОМ, показывает, что итоговая область, получаемая при наложении друг на друга областей посадки для разных дат, практически полностью нивелирует весь негативный эффект ограничений. Так, для дат в пределах окна старта 2031 г. суммарная достижимая область сокращается не более чем на 10 % от той, что представлена на Рисунке 6, когда никакие ограничения на орбиту ОМ не накладывались. Соответствующие результаты показаны на карте Венеры (см. Рисунок 7), где схематично вырезана область, посадка в которую невозможна как из-за выбранного угла входа в атмосферу, так и по причине ограничений, вызванных выбором орбиты ОМ.

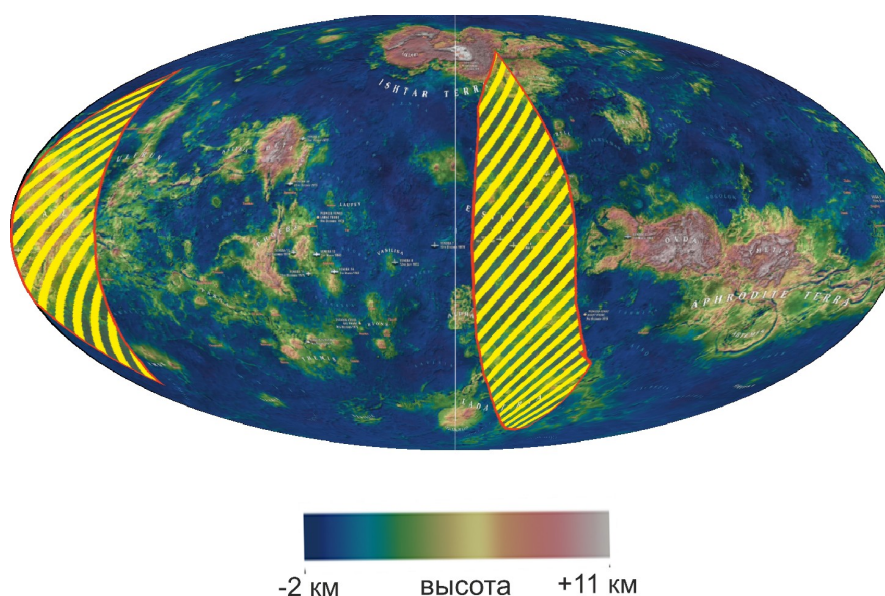


Рисунок 7 — Суперпозиция недостижимых областей посадки за всё окно старта (заштрихованные участки), построенные с учётом ограничений на работу ОМ, при запуске в 2031 г. (границы окна старта соответствуют приведённым на Рисунке 6)

Проведено сравнение траектории, полученной по разработанной методике, использующей методы задачи двух тел и склеенных конических сечений, с траекторией, полученной численным интегрированием уравнений движения КА в полной модели сил. В качестве примера в работе рассмотрено интегрирование траекторий для полёта к области Велламо-Юг (Рисунок 8а), а также приведены рассчитанные угловые (Δv) и линейные (ΔL) отклонения точек посадки от их

номинальных значений (Рисунок 8б). Начальные условия для моделирования принимались такими же, как и для ранее рассмотренного примера полёта к области Велламо-Юг.

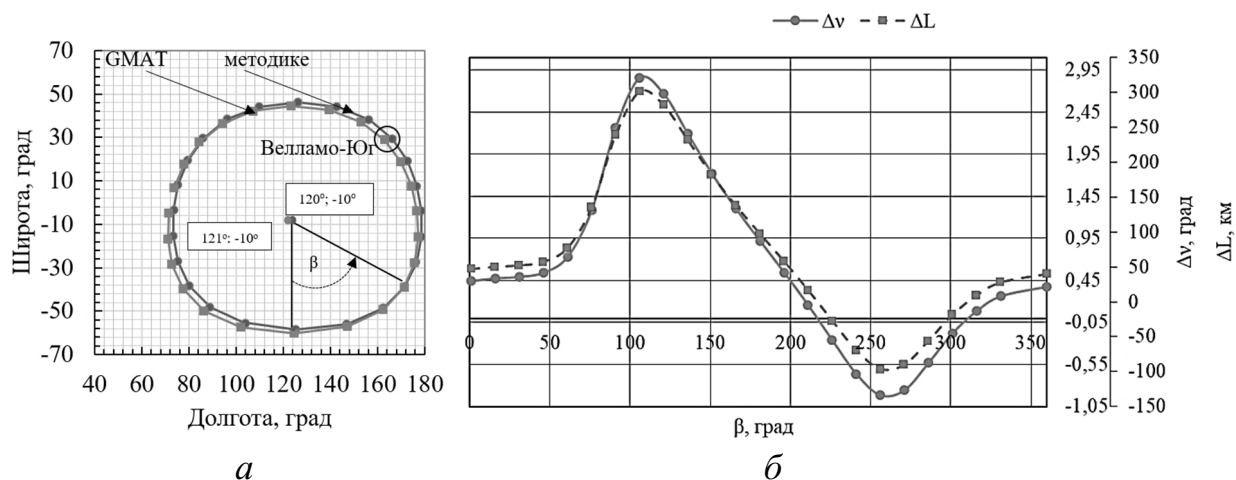


Рисунок 8 — Окружности посадки (область Велламо-Юг), построенные в рамках разработанной методики (зелёные точки) и в GMAT (красные точки) (а); продольное и угловое смещение точки посадки на поверхности Венеры в зависимости от параметра β , характеризующего точку посадки (б)

Полученные результаты показали, что интегрированием уравнений движения КА в полной модели сил удаётся построить траекторию перелёта к Венере с посадкой в области Велламо-Юг, используя начальные приближения, полученные в рамках разработанной методики. При этом происходит сдвиг даты старта на 1 сут., а точка посадки смещается на 27,5 км относительно рассчитанной с помощью разработанной методики (см. Рисунок 8б).

Приводятся рекомендации по применению разработанной методики в задачах полёта к другим планетам Солнечной системы:

1. Использование разработанной методики в основном ограничено полётами к Венере в силу её медленного ретроградного вращения вокруг своей оси, а также ограниченными возможностями запуска КА от Земли (1 раз в 19 мес.). Например, для Марса данный подход не актуален, поскольку сутки на Марсе длятся чуть более 24 ч и, следовательно, даже смещение даты прилёта на несколько часов может кардинально изменить область посадки.
2. Применение данной методики в целом ограничено планетами (спутниками планет) обладающими плотной атмосферой, достаточной для торможения ПА до нулевой скорости у поверхности. В случае отсутствия атмосферы более разумным представляется использование подхода с выходом на полярную орбиту.

Глава 4 посвящена проблеме повышения научной значимости миссии полёта к Венере в рамках сценария с промежуточным гравитационным манёвром. В качестве такого способа в работе рассмотрен уже традиционно сложившийся подход к подобного рода миссиям: поиск возможных сближений КА с каким-либо малым небесным телом при выполнении основной цели полёта.

В настоящей работе построение траекторий с пролётом малого небесного тела (МНТ) происходило путём склеивания гелиоцентрических участков полёта КА, определяемых с помощью решения задачи Эйлера – Ламберта. Резонансные орбиты синтезировались в процессе оптимизации склеенных участков путём фильтрации тех траекторий, для которых сумма времени полёта по участкам Венера – МНТ и МНТ – Венера была отлична от периода орбиты Венеры (224,7 сут.).

Всего было определено 54 траектории полёта к Венере, включающие попутный облёт МНТ на участке Венера – Венера при старте с 2029 по 2050-е гг. Определены достижимые области посадки на поверхности Венеры, получаемые в случае попутного пролёта МНТ. Приведён пример с облётом кометы 2P/Энке в 2033 и 2042 гг.

Анализ результатов показал, что облёт МНТ приводит к вырождению доступных областей посадки в единственную окружность посадки, привязанную к пролёту конкретного астероида. Таким образом, необходимость безымпulsive пролёта Венеры и астероида сокращает число доступных для посадки ПА районов, однако при достижении компромисса между выбором места посадки, обладающим достаточно высокой научной значимостью, и пролётом МНТ, возможно улучшение научного потенциала межпланетного полёта к Венере.

В **заключении** сформулированы **основные выводы** по диссертационному исследованию:

1. Впервые выбраны перспективные районы посадки на поверхности Венеры, ранее недоступные для исследования, и разработана новая методика построения траектории полёта к Венере с использованием гравитационного манёвра и резонансных орбит, позволяющая обеспечить посадку ПА в заданные области на поверхности Венеры. При использовании разработанной методики, достижимые области посадки увеличиваются вплоть до 90 % всей поверхности планеты при угле входа в атмосферу $\theta = -24^\circ$, достигая минимального увеличения 40–50 % при $\theta = -7$, по сравнению со схемами прямого перелёта, достижимые области для которых оцениваются в 5-7%, при этом длительность перелёта увеличивается на 224,7 земных суток по сравнению с классическим подходом.
2. Разработан алгоритм определения параметров требуемой резонансной орбиты в зависимости от координат заданной точки посадки. Показано, что явно можно установить связь между точкой посадки и резонансной орбитой $m:n$ в допущении об отсутствии у планеты атмосферы, а также в модели задачи двух тел. Продемонстрировано, что для проектирования траекторий полёта к Венере наилучший результат достигается в случае использования резонансных 1:1 гелиоцентрических орбит КА.
3. Для демонстрации достижимых областей, получаемых при использовании методики в рамках сценария проекта «Венера-Д» построены карты областей поверхности Венеры, достижимых для посадки КА с использованием и без использования резонансных орбит, в том числе с

учётом ограничений, возникающих в миссии при одновременном полёте ПА и ОМ.

4. В результате оценки достижимых районов посадки ПА при учете всех факторов, влияющих на параметры орбиты ОМ продемонстрировано, что наличие ограничений на орбиту ОМ и совместную работу ПА и ОМ приводит к значительному урезанию достижимых областей посадки (более 40–50 %), однако суперпозиция достижимых областей во всём окне старта позволяет практически снизить указанные значения до 20-30% от изначальных.
5. Определены траектории безымпulsiveного облёта Венеры и малого небесного тела КА, находящихся на резонансной орбите и совершающих полёт к заданной области посадки на поверхности планеты. Найдено 54 сценария перелёта, показано, что в каждое окно старта возможен пролёт от 1 до 14 сценариев пролета астероидов.

**Основные положения диссертационной работы
изложены в следующих публикациях:**

Статьи в журналах, находящихся в списке ВАК РФ и индексируемых в реферативных базах данных Scopus и Web of Science:

1. **Zubko V.A., Eismont N.A., Fedyaev K.S. et al.** A method for constructing an interplanetary trajectory of a spacecraft to Venus using resonant orbits to ensure landing in the desired region // *Advances in Space Research*. 2023. V. 72. P. 161–179. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.02.045>. (2,2 печ.л.)
2. **Zubko V.A.** Analysis of prospective flight schemes to Venus accompanied by an asteroid flyby // *Acta Astronautica*. 2023. V. 210. P. 56–70. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.05.009>. (2,5 печ.л.)
3. **Зубко В.А.** Возможные траектории полета к Венере с посадкой в заданном регионе // *Письма в Астрон. журн.* 2022. Т. 48. № 12. С. 869–882. DOI: 10.31857/S0320010822110134. [**Zubko V.A.** Possible Flight Trajectories to Venus with Landing in a Given Region // *Astronomy Letters*. 2022. V. 48. No. 12. P. 806–819. DOI: 10.1134/S1063773722110123]. (1,6 печ.л.)
4. **Eismont N., Zubko V., Belyaev A. et al.** Expansion of landing areas on the Venus surface using resonant orbits in the Venera-D project // *Acta Astronautica*. 2022. V. 197. P. 310–322. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.03.014>. (1,4 печ.л./0,8 печ.л.)
5. **Eismont N.A., Zubko V.A., Belyaev A.A. et al.** Gravity assists maneuver in the problem of extension accessible landing areas on the Venus surface // *Open Astronomy*. 2021. V. 30. No. 1. P. 103–109. <https://doi.org/10.1515/astro-2021-0013>. (0,7 печ.л./0,3 печ.л.)
6. **Эйсмонт Н.А., Назиров Р.Р., Федяев К.С., Зубко В.А. и др.** Резонансные орбиты в задаче расширения достижимых областей посадки на поверхности Венеры // *Письма в Астрон. журн.* 2021. Т. 47. № 5. С. 352–367. DOI: 10.31857/S0320010821050041. [**Eismont N.A., Nazirov R.R., Fedyaev K.S., Zubko V.A. et al.** Resonant orbits in the problem of expanding the reachable landing areas on the surface of Venus // *Astronomy Letters*. V. 47. No. 5. P. 316–330. DOI: 10.1134/S1063773721050042]. (1,6 печ.л./0,7 печ.л.)
7. **Назиров Р.Р., Эйсмонт Н.А., Зубко В.А. и др.** Расширение возможных областей посадки на поверхности Венеры с использованием гравитационного маневра // *Вестн. Московского гос. техн. ун-та им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение»*. 2022. Т. 141. № 2. С. 20–42. DOI: 10.18698/0236-3941-2022-2-20-42. (1,3 печ.л./0,6 печ.л.)
8. **Nazirov R.R., Eismont N.A., Zubko V.A. et al.** Using Gravity Assist for Landing on the Venus // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2023. V. 178. P. 47–54. (0,9 печ.л./0,4 печ.л.)
9. **Эйсмонт Н.А., Корянов В.В., Федяев К.С., Бобер С.А., Зубко В.А. и др.** Возможность расширения достижимых областей посадки в рамках проекта «Венера-Д» путем выбора окон старта // *Инженер. журн: наука и инновации*. 2020. Т. 100. № 4. С. 6–20. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-4-1975. (0,9 печ.л./0,4 печ.л.)

10. *Федяев К.С., Корянов В.В., Бобер С.А., Зубко В.А. и др.* Расчет периодов просвечивания венерианской атмосферы радиосигналом между двумя космическими аппаратами в задаче изучения её состава // *Инженер. журн.: наука и инновации*. 2019. Т. 96. № 12. С. 7–23. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-12-1943. (1,1 печ.л./0,5 печ.л.)

Статьи в сборниках материалов конференций, индексируемых в реферативной базе данных Scopus:

1. *Eismont N.A., Koryanov V.V., Fedyaev K.S., ..., Zubko V.A. et al.* On the possibility of expanding the landing areas within the VENERA-D project by selecting launch windows. *AIP Conference Proceedings: Moscow, 28–31 January, 2020. Moscow, 2021. Vol. 44, P. 110012.* (0.4 п.л./0.1 п.л.)
2. *Zubko V.A., Eismont N.A., Belyaev A.A. et al.* Resonant orbit for the expansion of achievable landing areas on the Venus surface in framework of Venera-D project // *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC: Paris, 18–22 September, 2022. Paris, 2022. C1.* (0.5 п.л./0.2 п.л.)