

ВОЗМОЖНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА К ВЕНЕРЕ С ПОСАДКОЙ В ЗАДАННОМ РЕГИОНЕ

© 2022 г. В. А. Зубко^{1*}

¹Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

Поступила в редакцию 31.10.2022 г.

После доработки 31.10.2022 г.; принята к публикации 15.11.2022 г.

Анализируется использование перспективной методики проектирования траекторий полета к Венере с применением гравитационного маневра и резонансных орбит для доставки посадочного аппарата в области на поверхности Венеры, обладающие высокой научной значимостью, куда посадка не может быть совершена при классическом подходе к построению траекторий перелета, использовавшемуся в миссиях советских программ “Венера” и “Вега”. В рамках перспективной российской миссии “Венера-Д” рассмотрена посадка с применением указанной выше методики в области Велламо-Юг и Кутуе-Юг, посадка в которые при старте в 2031 г. и классическом подходе к выбору места посадки невозможна. Учтены ограничения, накладываемые требованиями реализации миссии полета к Венере космическим аппаратом, состоящим из посадочного аппарата и орбитального модуля. Показана эффективность применяемой методики как при выборе мест посадки для посадочного аппарата, так и при выборе орбиты для орбитального модуля.

Ключевые слова: Венера, “Венера-Д”, посадка, гравитационный маневр, резонансные орбиты.

DOI: 10.31857/S0320010822110134

ВВЕДЕНИЕ

Венера играет весьма значительную роль в космических исследованиях бывшего СССР и современной России. Практически все миссии, запущенные к Венере, увенчались грандиозными успехами: из 18 удачных миссий 13 завершились спуском и посадкой на поверхность Венеры.

Особый интерес к исследованию Венеры возник в 2020 г., когда международной группой ученых под руководством проф. Джейн Гривс (Университет Кардиффа, Уэльс, Великобритания) при анализе спектра атмосферы Венеры по данным наблюдений Атакамского телескопа (Чили) и телескопа Джеймса Кларка (Гавайи) были обнаружены следы фосфина в прослойке высот 50–60 км (Гривс и др., 2021). Обнаружение следов фосфина может косвенно свидетельствовать о наличии жизни на Венере (Лимае и др., 2018).

Возможность существования жизни в венерианских облаках, несмотря на всю спорность такой гипотезы, подстегнула интерес к исследованию планеты. По состоянию на 2022 г. известно о шести научных миссиях к Венере, разрабатываемых ведущими мировыми космическими агентствами:

1. Роскосмос (РФ):

- программа по исследованию Венеры, состоящая из нескольких миссий, первой из которых является “Венера-Д” (посадочный аппарат + орбитальный модуль) (Эйсмонт и др., 2018; Засова и др., 2018).

2. Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА, США):

- The Deep Atmosphere Venus Investigation of Noble gases, Chemistry, and Imaging (DAVINCI+) (посадочный аппарат) (Гарвин и др., 2022);
- VERITAS (орбитальный модуль) (Смркар и др., 2016);
- проект миссии Venus Flagship Mission (пролетный и посадочный модули) (Гилмор и др., 2020).

3. Европейское космическое агентство (ЕКА, Европейский Союз):

- EnVision (орбитальный модуль) (Видманн и др., 2020).

* Электронный адрес: v.zubko@cosmos.ru

4. Индийское космическое агентство (Индия):

- ShukraYaan-1 (орбитальный модуль) (Хайдер и др., 2018).

Заметим, что в перечисленных миссиях посадка на поверхность предполагается только в проекте “Венера-Д”, а также, как некоторая конечная цель (без гарантии проведения научных экспериментов на поверхности планеты), заявлена в проектах DAVINCI+ и Venus Flagship (Гарвин и др., 2022; Гилмор и др., 2020).

Выбор места посадки для исследовательской венерианской экспедиции имеет решающее значение для ее успешного проведения как с инженерной, так и с научной точек зрения (Иванов и др., 2016, 2017, 2021) и определяется критериями безопасности и научной значимости, а также ограничивается баллистическими параметрами перелета.

В настоящей работе анализируется применение перспективной методики построения такой траектории перелета к Венере, которая бы обеспечивала доставку посадочного аппарата (ПА) в требуемый регион, находящийся практически в любой области поверхности планеты. Методика основана на использовании гравитационного маневра и резонансных орбит¹. Гравитационный маневр совершается космическим аппаратом (КА) при первом сближении с Венерой и служит для перехода КА на требуемую резонансную орбиту. Доставка ПА в выбранный регион поверхности планеты производится путем выбора резонансной орбиты, позволяющей спустя один оборот совершить посадку в этот регион при следующем сближении с Венерой.

Данная методика разрабатывалась и улучшалась в работах Эйсмонта и др. (2021, 2022). В этих работах авторы впервые рассмотрели применение резонансных орбит для расширения возможностей по достижению районов посадки в проекте “Венера-Д”. Также в указанных работах был сделан анализ влияния угла входа в атмосферу на достижимые районы посадки в рамках сценария полета к Венере с гравитационным маневром.

Заметим, что в перспективных зарубежных проектах также предполагается использование гравитационных маневров для улучшения баллистических сценариев планируемых космических миссий. Так, например, в проекте миссии DAVINCI+ предполагается двукратный облет планеты (Гарвин и др., 2022). Согласно плану полета миссии, КА

совершит два последовательных облета Венеры с целью радиозондирования предполагаемого места посадки (Alpha Regio) для составления подробной карты рельефа. Интерес к подобной схеме возникает из-за того, что ее проектирование сопровождается необходимостью, во-первых, обеспечить безымпulsный пролет Венеры, а во-вторых, проектировать пролетную траекторию таким образом, чтобы она проходила над предполагаемым местом посадки.

В миссии Venus Flagship (NASA) (Бошамп и др., 2021) гравитационный маневр КА у Венеры, по всей видимости, выполняется для того, чтобы выждать момент подлета к Венере малых КА, которые отделяются от основного КА при выходе из сферы действия Земли и с помощью малой тяги совершают полет к Венере.

В настоящей работе рассмотрено построение траекторий полета к важным с научной точки зрения областям на поверхности Венеры Велламо-Юг (29° с.ш., 164° в.д.) Кутуе-Юг (33° с.ш., 110° в.д.) при старте миссии в 2031 г., а также сделан анализ влияния баллистических ограничений проекта “Венера-Д” на совместное функционирование посадочного аппарата и орбитального модуля при полете к Венере с гравитационным маневром. Показано, что применение методики построения траекторий перелета к Венере с использованием гравитационного маневра и резонансных орбит увеличивает возможности по достижению указанных мест посадки и позволяет учесть требования к орбите орбитального модуля.

СЦЕНАРИЙ ПРОЕКТА “ВЕНЕРА-Д”

Разработка проекта миссии “Венера-Д”² (буква “Д” подчеркивает, что миссия долгоживущая) ведется в Российской Федерации начиная с 2000-х годов. Цель данной миссии — продолжить советскую программу исследований Венеры космическими аппаратами, а именно, провести исследования поверхности Венеры, состава планетной атмосферы и ее динамики, а также многие другие. Планируется, что аппарат миссии будет включать посадочный аппарат, атмосферный модуль и орбитальный модуль.

Рассмотрим баллистический сценарий миссии проекта “Венера-Д”. Отметим, что сама эта миссия является лишь частью, первым этапом российской

¹Под орбитой КА, резонансной с орбитой планеты в соотношении $m : n$ (далее для краткости будем называть такую орбиту КА резонансной $m : n$), в работе понимается гелиоцентрическая орбита КА, отношение периода которой к периоду орбиты планеты является рациональным числом m/n .

²С 2006 по 2015 г. проект “Венера-Д” был включен в Федеральную космическую программу, с 2021 г. возобновлены работы по проекту “Венера-Д”, с 2022 г. проект поддерживается исключительно РФ.

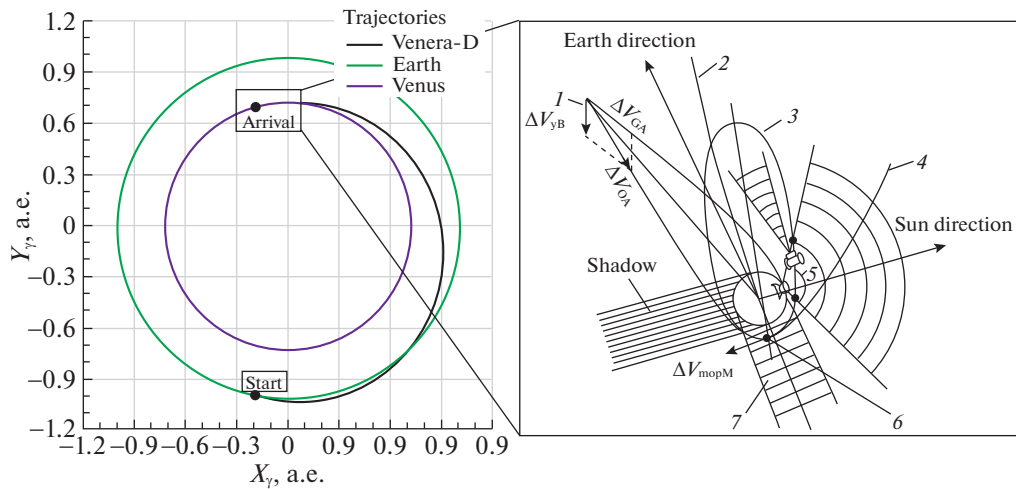


Рис. 1. Пример гелиоцентрической траектории полета КА в рамках баллистического сценария миссии “Венера-Д” (слева), схема посадки и выведения аппарата на орбиту искусственного спутника Венеры (справа)³ (Сенске и др., 2017).

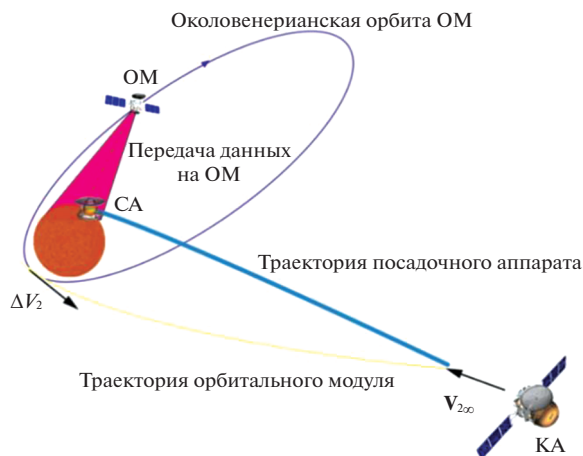


Рис. 2. Схема посадки на поверхность Венеры (ΔV_2 — тормозной импульс, сообщаемый КА для выхода на орбиту искусственного спутника Венеры).

программы по исследованию Венеры, которая ставит своей конечной целью одну из самых амбициозных и сложных задач, пожалуй, за все время космических исследований, а именно, возврат грунта с поверхности Венеры.

На данный момент предполагается, что старт миссии “Венера-Д” может состояться с 2027 по 2031 г. На рис. 1, в частности, показан полет КА в окно старта в 2027 г., а также приведена схема разделения подлетающего к Венере КА на орбитальный модуль и посадочный аппарат.

Согласно работе (Эйсмонт и др., 2018), принята следующая схема полета и маневров КА в сфере

действия Венеры: аппарат за трое суток до подлета к планете разделяется на посадочный и орбитальный, затем орбитальный модуль и посадочный аппарат по петлевой схеме летят к Венере, орбитальный модуль выходит на гелиоцентрическую орбиту с перигелием на высоте 500 км (рис. 2).

Сформулируем основные требования к орбите орбитального модуля (ОМ), опираясь на изложенные в работе (Симонов и др., 2021):

1. Затраты характеристической скорости на выход ОМ на гелиоцентрическую орбиту должны составлять не более 1700 м/с.
2. Должна быть обеспечена радиовидимость орбитальным модулем ПА на всех этапах спуска и в течение нескольких часов с момента посадки (предельное расстояние видимости — до 40 тыс. км).

³Технический доклад о состоянии проекта “Венера-Д” 31.01.2019 (“Report of the Venera-D (JSDT) 31 2019”) <http://www.iki.rssi.ru/events/2019/Venera-DPhase-IIIFinalReport.pdf> (Дата обращения 15.09.2022).

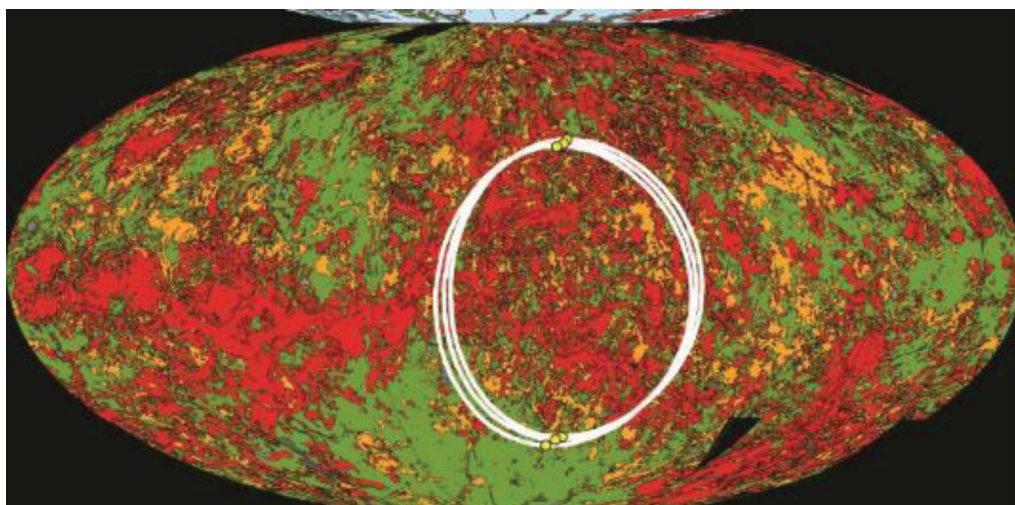


Рис. 3. Достижимые районы посадки при старте в 2031 г., нанесенные на карту приоритетных мест посадки (зеленые соответствуют наилучшим местам, красные — наихудшим). Карта построена в проекции Мольвейде, центральный меридиан — 235° в.д.

3. Длительность существования спутника на орбите должна составлять не менее восьми лет.
4. Длительность теневых участков должна быть не более 60 мин.

В дополнение к вышеперечисленным требованиям к орбите ОМ следует добавить главное требование к подлетной траектории ПА, а именно, вход в атмосферу (на высоте 140 км) должен происходить с углом входа -12 град.

Важной частью проекта является определение наиболее важных для изучения областей поверхности планеты. Однако возможность выбора таких областей зачастую ограничена техническими причинами, поскольку достижимые области посадки ПА могут не совпадать с местами, представляющими наибольшую важность для понимания геологических процессов, происходивших на Венере с момента ее зарождения (Иванов и др., 2017; Базилевский и др., 2007).

На 12-м Симпозиуме по исследованию солнечной системы, проходившем в 2021 г. в Институте космических исследований РАН, был представлен доклад (Иванов и др., 2021), в котором авторами были оценены достижимые районы посадки при прямом полете к Венере в окна старта с 2029 по 2034 г. В данной работе ограничимся демонстрацией карты приоритетных районов посадки, а также достижимых регионов на поверхности Венеры для окна старта в 2031 г. (рис. 3), заимствованной из источника (Иванов и др., 2021).

Как следует из рис. 3, достижимые районы посадки (показаны белым на рис. 3) составляют лишь небольшую часть от всей поверхности Венеры.

Отметим, что заметное расширение достижимых областей, кроме используемой в данной работе методики с гравитационным маневром, можно получить при использовании аппарата специальной аэродинамической формы (типа “летающее крыло”) (Косенкова, 2020; Косенкова и др., 2021).

ОПИСАНИЕ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ТРАЕКТОРИЙ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ПОСАДКУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЗАДАННОЙ ОБЛАСТИ НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ

Перечислим основные этапы полета миссии с применением предлагаемой методики, опираясь на работы Эйсмонта и др. (2021, 2022):

- (I) запуск КА с низкой околоземной орбиты;
- (II) полет от Земли к Венере;
- (III) переход на необходимую резонансную орбиту $1 : 1$ посредством гравитационного маневра у Венеры;
- (IV) полет на витке резонансной орбиты (224.7 сут);
- (V) окончательное сближение с Венерой с последующей посадкой на ее поверхность (рис. 4).

Приведем качественное описание используемой методики для построения траектории полета КА к Венере с целью достижения требуемого района посадки.

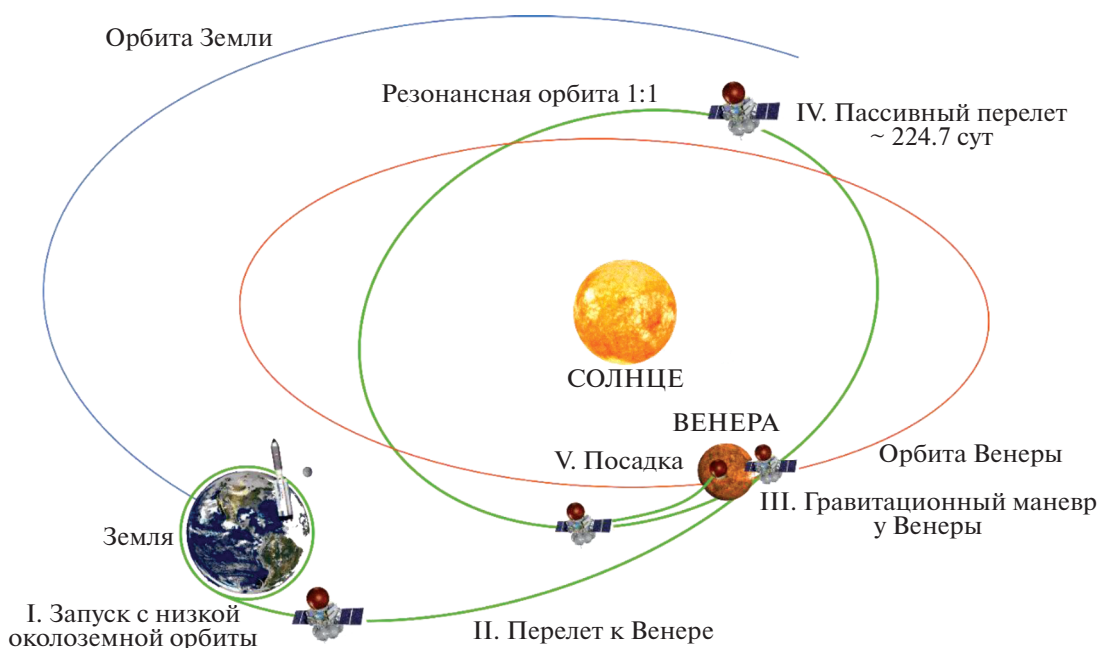


Рис. 4. Сценарий миссии к Венере с использованием гравитационного маневра для расширения посадочных областей на ее поверхности (Эйсмонт и др., 2021).

Первые шаги (этап I–II) — это построение траектории перелета от Земли к Венере решением задачи Ламберта. Иными словами, выбираются дата (время) старта с орбиты искусственного спутника Земли и дата прилета к Венере. При этом определяются гиперболический избыток скорости при отлете от Земли (т.е. разность вектора скорости аппарата и вектора скорости планеты) и гиперболический избыток скорости при подлете к Венере. Имеются в виду векторы, которые получаются, если Земля и Венера имеют нулевые размеры и массы в указанные моменты, а также на траектории перелета, как это и предполагается в задаче Ламберта. Отметим, что в данной работе задача Ламберта решалась с помощью метода Иццо (Иццо, 2015).

Последующие шаги (этап III–IV) — это операции с векторами, полученными в ходе решения задачи Ламберта. Рассматриваются всего два вектора: вектор скорости Венеры в гелиоцентрической системе координат и вектор скорости аппарата относительно Венеры.

Кроме того, рассматривается еще один вектор — задаваемый экспериментаторами вектор координат точки посадки на поверхности Венеры (широта и долгота). Далее производится расчет вектора асимптотической скорости КА в момент его вылета из сферы действия Венеры, который в конечном итоге приведет КА к посадке в заданной точке поверхности. Заметим, что связь между вектором асимптотической скорости КА на выходе из

сферы действия Венеры с точкой посадки возможна из-за того, что при повторном подлете к планете проекция вектора асимптотической скорости КА на оси планетоцентрической (не вращающейся) системы координат остаются неизменными, т.е. такими же, какими и были при выходе из сферы действия Венеры.

Таким образом, основной эффект в расширении возможностей посадки на поверхность Венеры достигается именно за счет гравитационного маневра. Покажем, как происходит изменение точки посадки за счет поворота вектора асимптотической скорости КА относительно Венеры с помощью гравитационного маневра (рис. 5).

Требуемое направление асимптотической скорости можно определить, используя сферу скоростей на бесконечности (Эйсмонт и др., 2021), которая представляет собой сферу радиусом, равным величине вектора асимптотической скорости КА, образованную вращением конца этого вектора, располагаемого на конце вектора скорости планеты, по всем возможным направлениям (Егоров, 1957; Ивашкин, Тупицын, 1970). Использование сферы скоростей на бесконечности в рамках описанной методики подробно описано в работах Эйсмонта и др. (2021, 2022).

На последнем шаге баллистического сценария производится расчет траектории КА внутри сферы действия Венеры. При попадании на границу сферы действия Венеры одному и тому же вектору асимптотической скорости КА соответствует пучок

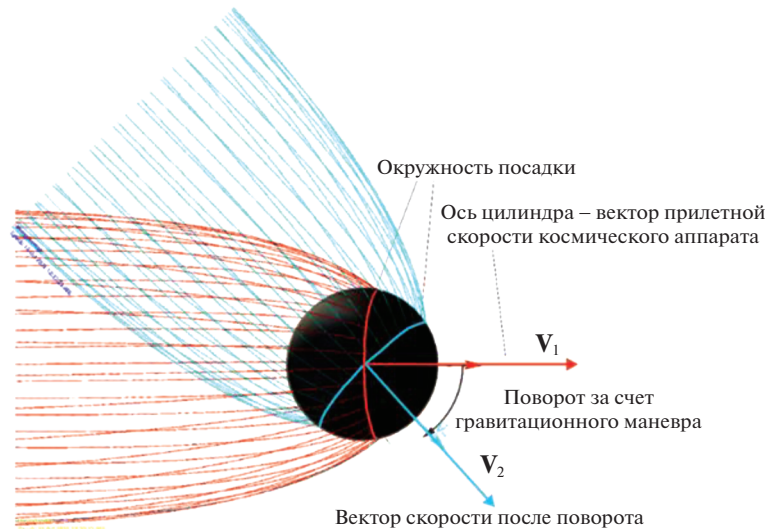


Рис. 5. Принцип использования поворота вектора асимптотической скорости гравитационным полем планеты для изменения возможных точек посадки.

подлетных гиперболических траекторий с равной прицельной дальностью⁴. Пересечение этого пучка траекторий с венерианской поверхностью образует окружность посадки. Угловой радиус ψ такой окружности можно определить следующим образом (Валладо, 2016; Боровин и др., 2018):

$$\psi = \vartheta_{\text{Entry}} + \varphi. \quad (1)$$

Здесь ϑ_{Entry} — истинная аномалия КА в точке входа в атмосферу, φ — угловой радиус окружности возможных перигелиев, который определяется следующим образом (Валладо, 2016; Боровин и др., 2018):

$$\varphi = \arccos\left(\frac{\mu_{\text{pl}}}{\mu_{\text{pl}} + r_{\pi} V_r^2}\right), \quad (2)$$

где $r_{\pi} = r_{\pi}(\theta)$ — радиус условного перигелия, зависящий от угла θ входа КА в атмосферу планеты; V_r — асимптотическая скорость КА в момент сближения с Венерой; μ_{pl} — гравитационный параметр планеты.

Таким образом, траектория полета КА, согласно вышеуказанной методике, проектируется так, чтобы требуемая точка посадки принадлежала окружности посадки с угловым радиусом, вычисляемым по формуле (1) для заданного угла входа.

ПОСТРОЕНИЕ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ КА К ВЕНЕРЕ С ПОСАДКОЙ В ОБЛАСТЯХ ВЕЛЛАМО-ЮГ И КУТУЕ-ЮГ

Рассмотрим посадку в важные с научной точки зрения (и удовлетворяющие критерию безопасности посадки) регионы Велламо-Юг и Кутуе-Юг.

⁴Перпендикуляр, проведенный из фокуса гиперболической орбиты КА к асимптоте.

Регион Велламо-Юг (29° с.ш., 164° в.д.), который расположен в южной части обширной равнины Vellamo Planitia, представляет научную значимость, поскольку, согласно работам (Иванов и др., 2017, 2021), он практически полностью перекрыт отложениями нижнего подразделения региональных равнин. Равнинная часть растянута на 300 км, присутствует длиннейший на Венере лавовый канал Baltis Vallis (Иванов и др., 2017, 2021). Регион Кутуе-Юг (33° с.ш., 110° в.д.) расположен на равнинной местности в пределах обширного поля нижнего подразделения региональных равнин (Niobe Planitia) к югу от тессерного массива Кутуе, между поясами гряд Sige Dorsa и Uni Dorsa (Иванов и др., 2017, 2021).

При определении траекторий полета к Венере будет использоваться функционал $\Delta V_0 + V_r$ ⁵, выбор которого обоснован в работе Эйсмонта и др. (2022), где ΔV_0 — характеристическая скорость, сообщаемая КА на низкой околоземной орбите высотой 200 км и наклоном 51.6 град к земному экватору для выхода на межпланетную траекторию полета к Венере. Минимум обозначенного функционала будет определять оптимальную траекторию полета при заданной дате старта (т.е. минимизация происходит по времени полета к Венере). Построим зависимость $\Delta V_0 + V_r$ от даты старта и длительности полета, включающей время полета по витку резонансной 1 : 1 орбиты (224.7 сут) (рис. 6).

⁵Используемый функционал для поиска оптимальных траекторий близок к используемому в рамках проекта “Венера-Д” на данный момент, а именно $\Delta V_0 + \Delta V_1$, где ΔV_1 — тормозной импульс для выхода на суточную геспероцентрическую орбиту (Симонов и др., 2021).

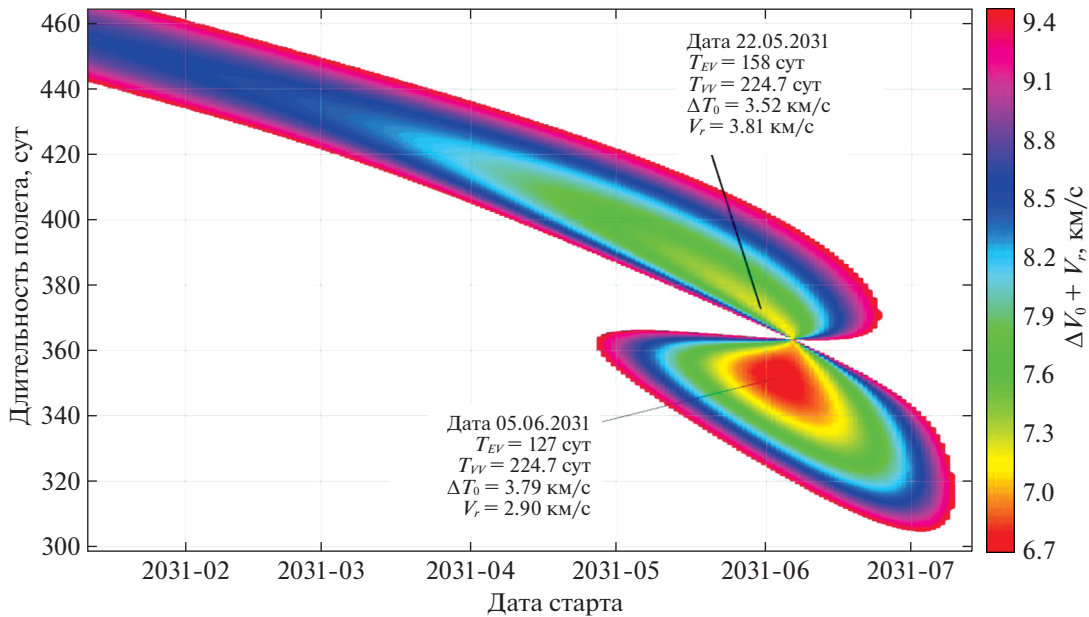


Рис. 6. Зависимость функционала $\Delta V_0 + V_r$ от даты старта и длительности полета к Венере в сценарии с гравитационным маневром.

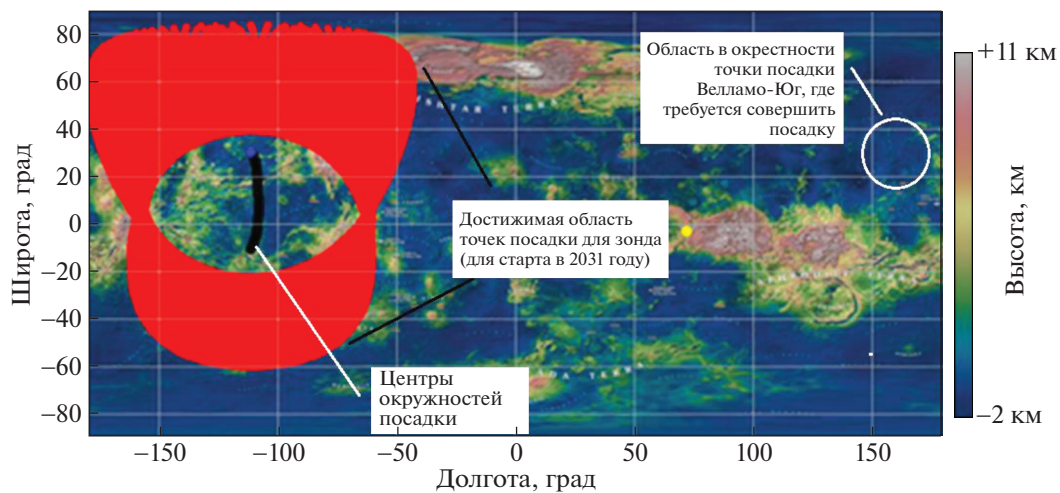


Рис. 7. Точки посадки при полете к Венере в расширенный интервал дат старта 20.05.2031–18.06.2031: красные точки соответствуют достижимым районам на поверхности Венеры, черные обозначают центры окружностей посадок.

Определим, возможна ли посадка в областях Велламо-Юг и Кутуе-Юг при прямом перелете от Земли к Венере и старте в 2031 г. (20.05.2031–18.06.2031). Оптимальной датой старта, определенной путем оптимизации траекторий полета от Земли к Венере по функционалу $\Delta V_0 + V_r$, оказалась дата 05.06.2031; затраты характеристической скорости составили $\Delta V_0 = 3.79$ км/с (значение полного функционала $\Delta V_0 + V_r = 6.69$ км/с). Отметим, что полет в заданные места посадки при старте в 2031 г. и перелете по стандартной траектории невозможен (рис. 7).

В качестве даты старта для построения тра-

ектории с использованием предлагаемого подхода примем 03.06.2031, поскольку эта дата по критерию $\Delta V_0 + V_r$ близка к оптимальной (05.06.2031). Время полета определяется исходя из условия минимума суммы характеристической скорости и асимптотической скорости пролета Венеры. Угол входа в атмосферу принимается равным 12 град, что примерно соответствует максимальной перегрузке в $100g$ (земное).

Рассчитаем некоторые параметры траекторий полета КА к Венере, полученные в рамках перспективной методики с гравитационным маневром, приводящие к посадке в заданном регионе Венеры.

Таблица 1. Некоторые характеристики траектории полета к Венере с посадкой в области Велламо-Юг, при полете КА по резонансной 1 : 1 орбите

<i>N</i>	Небесное тело (старт, пролет, посадка)	Дата старта/пролета и посадки	Высота перицентра траектории КА в сфере действия небесного тела, км	Скорость КА “на бесконечности” у небесного тела	Затраты характеристической скорости на старт/пролет небесного тела, км/с
1	Земля	03.06.2031	200	3.56	3.78
	Венера	08.10.2031	13 233	2.91 (31.9°, 73.8°*)	0**
	Венера (Велламо-Юг)	20.05.2032	—	2.91	0**
2	Земля	03.06.2031	200	3.56	3.78
	Венера	08.10.2031	6573	2.91 (49.8°, -12.5°*)	0**
	Венера (Велламо-Юг)	20.05.2032	—	2.91	0**

* Приведена ориентация вектора асимптотической скорости после поворота гравитационным полем Венеры в венерианской эклиптической системе координат по прямому восхождению и склонению к эклиптике.

** Затраты на коррекцию траектории КА при полете Венеры, а также коррекции межпланетной траектории не учитываются и в данном подходе не рассматриваются.

Таблица 2. Некоторые характеристики траектории полета к Венере с посадкой в области Кутуе-Юг, при полете КА по резонансной 1 : 1 орбите

<i>N</i>	Небесное тело (старт, пролет, посадка)	Дата старта/пролета и посадки	Высота перицентра траектории КА в сфере действия небесного тела, км	Скорость КА “на бесконечности” у небесного тела	Затраты характеристической скорости на старт/пролет небесного тела, км/с
1	Земля	03.06.2031	200	3.56	3.78
	Венера	08.10.2031	6038	2.91 (50°, -17°*)	0**
	Венера (Кутуе-Юг)	20.05.2032	—	2.91	0**
2	Земля	03.06.2031	200	3.56	3.78
	Венера	08.10.2031	13 756	2.91 (1.5°, 82.8°*)	0**
	Венера (Кутуе-Юг)	20.05.2032	—	2.91	0**

* Приведена ориентация вектора асимптотической скорости после поворота гравитационным полем Венеры в венерианской эклиптической системе координат по прямому восхождению и склонению к эклиптике.

** Затраты на коррекцию траектории КА при полете Венеры, а также коррекции межпланетной траектории не учитываются и в данном подходе не рассматриваются.

В табл. 1–2 приведены характеристики таких траекторий.

Покажем гелиоцентрические траектории полета КА к Венере с гравитационным маневром и полетом на витке резонансной орбиты (1 : 1) с целью посадки в регионах Велламо-Юг и Кутуе-Юг на рис. 8 и 9.

На рис. 8 и 9 видно, что после облета Венеры существуют две возможные траектории полета КА, различные по наклонению к эклиптике: (1) — 4.21 град и (2) — 2.1 град для полета к Кутуе-Юг

и (1) — 7.96 град и (2) — 2.3 град к Велламо-Юг, полет по любой из этих траекторий приводит к посадке в заданной точке на поверхности Венеры. Отметим, что резонансные орбиты КА слабо отличаются от орбиты Венеры. Это обеспечивается выбором функционала, позволяющего минимизировать скорость полета КА Венеры.

Согласно полученным результатам (рис. 10а,б), полет в выбранную дату старта 03.06.2031 позволяет достичь любого из выбранных мест посадки с высоким приоритетом научной важности, отвеча-

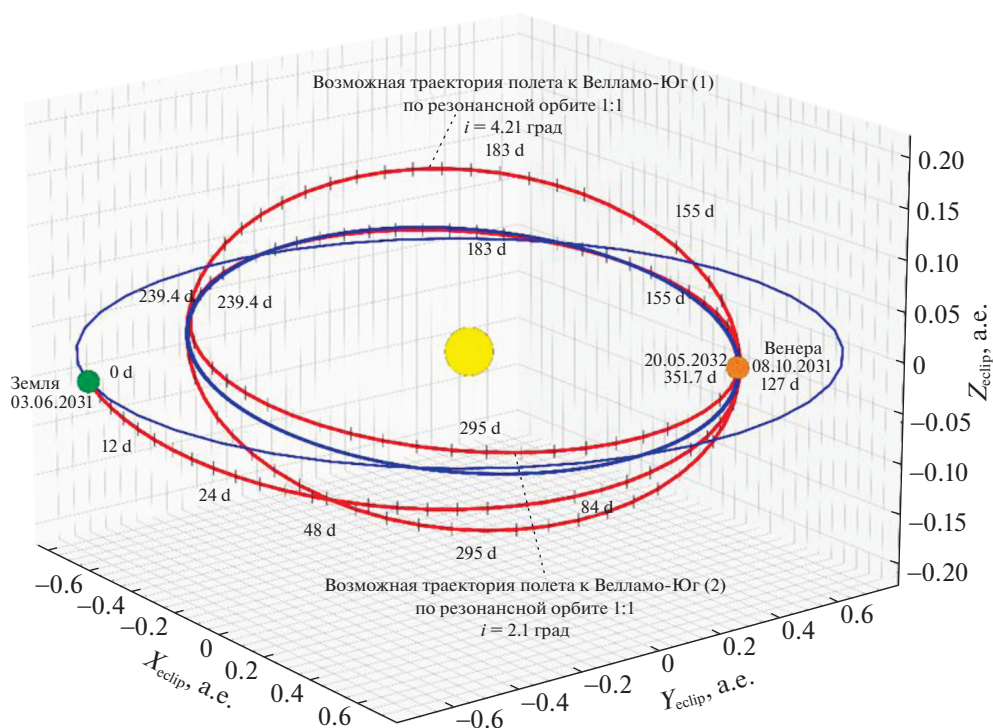


Рис. 8. Траектория полета к Венере (Велламо-Юг) по резонансной 1 : 1 орбите. Рисками отмечены временные интервалы, равные 4 сут полета. Оси системы координат (X_{Eclip} , Y_{Eclip} , Z_{Eclip}) соответствуют гелиоцентрической эклиптической системе координат; а.е. — астрономическая единица; i — наклонение плоскости орбиты КА к эклиптике.

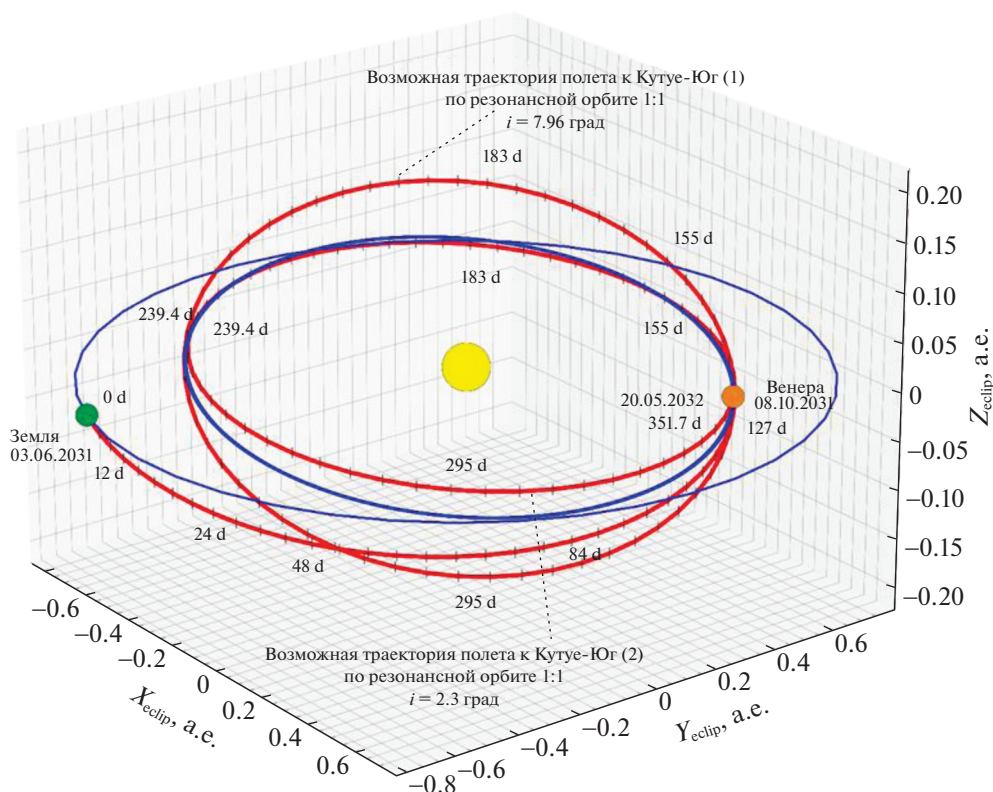


Рис. 9. Траектория полета к Венере (Куте-Юг) по резонансной 1 : 1 орбите. Рисками отмечены временные интервалы, равные 4 сут полета. Оси системы координат (X_{Eclip} , Y_{Eclip} , Z_{Eclip}) соответствуют гелиоцентрической эклиптической системе координат; а.е. — астрономическая единица; i — наклонение плоскости орбиты КА к эклиптике.

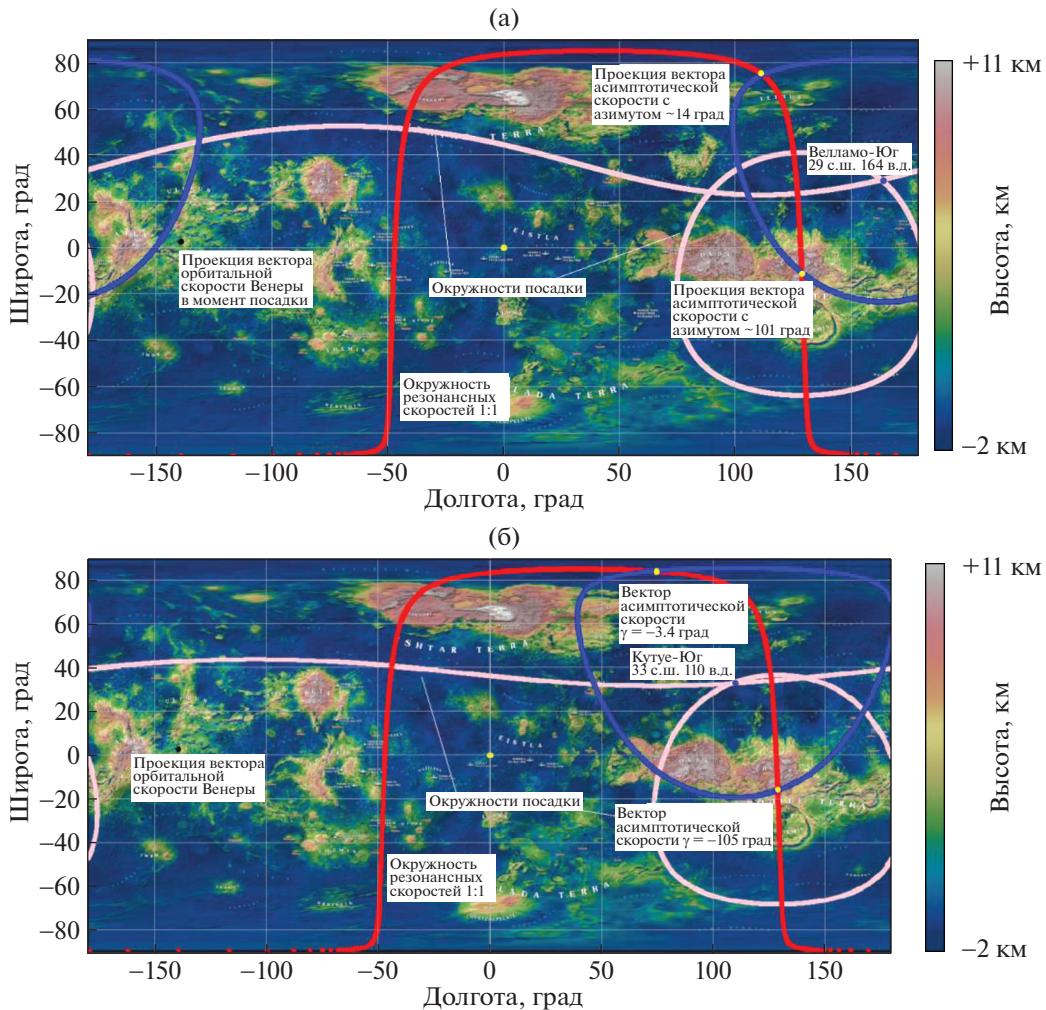


Рис. 10. Окружности посадки, полученные при полете по выбранным траекториям, приводящим к посадке в заданный регион на поверхности Венеры: (а) — Велламо-Юг, (б) — Кутуе-Юг. Синяя окружность приведена на рисунке для выделения двух точек на окружности резонансных скоростей, соответствующих требуемым векторам асимптотической скорости КА, которые приводят к посадке в заданный регион поверхности.

ющих критерию безопасности посадки (оба места представляют собой равнины), причем к такому достижению приводят сразу две траектории полета.

АНАЛИЗ ОРБИТ В СЦЕНАРИИ ПОЛЕТА К РЕГИОНАМ ВЕЛЛАМО-ЮГ И КУТУЕ-ЮГ

Приведем в табл. 3 начальные параметры орбит ОМ для всех четырех возможных сценариев посадки в регионах Велламо-Юг и Кутуе-Юг. Заметим, что в силу удовлетворения одного из требований проекта “Венера-Д”, касающегося продолжительности видимости между ПА и ОМ, плоскости их движения после разделения КА находятся под углом π по отношению друг к другу. В таком случае обеспечивается максимальное время видимости (Симонов и др., 2021). Продолжительность видимости ОМ посадочным аппаратом в работе рассчитана с использованием методики, изложенной в (Монтенбрук и др., 2002).

Далее в работе для краткости ссылки на каждую из четырех орбит, параметры которых записаны в табл. 3, будем различать как Велламо-Юг- N и Кутуе-Юг- N , где $N = 1, 2$.

Сделаем замечание о математической модели движения КА, используемой в настоящей работе для анализа движения орбитального модуля. Была использована математическая модель движения КА, учитывающая гравитационное влияние центрального притягивающего тела и внешних небесных тел, которые представляются притягивающими точками конечной массы.

Математическую модель движения ОМ в этом случае можно описать хорошо известным уравнением небесной механики (Эльясберг, 1965; Боровин и др., 2018)

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_0}{r^2} \frac{\mathbf{r}}{r} + \sum_{j=1}^{N-1} \left(\frac{\mu_j (\mathbf{r}_j - \mathbf{r})}{r_{j0}^3} - \frac{\mu_j \mathbf{r}_j}{r_j^3} \right), \quad (3)$$

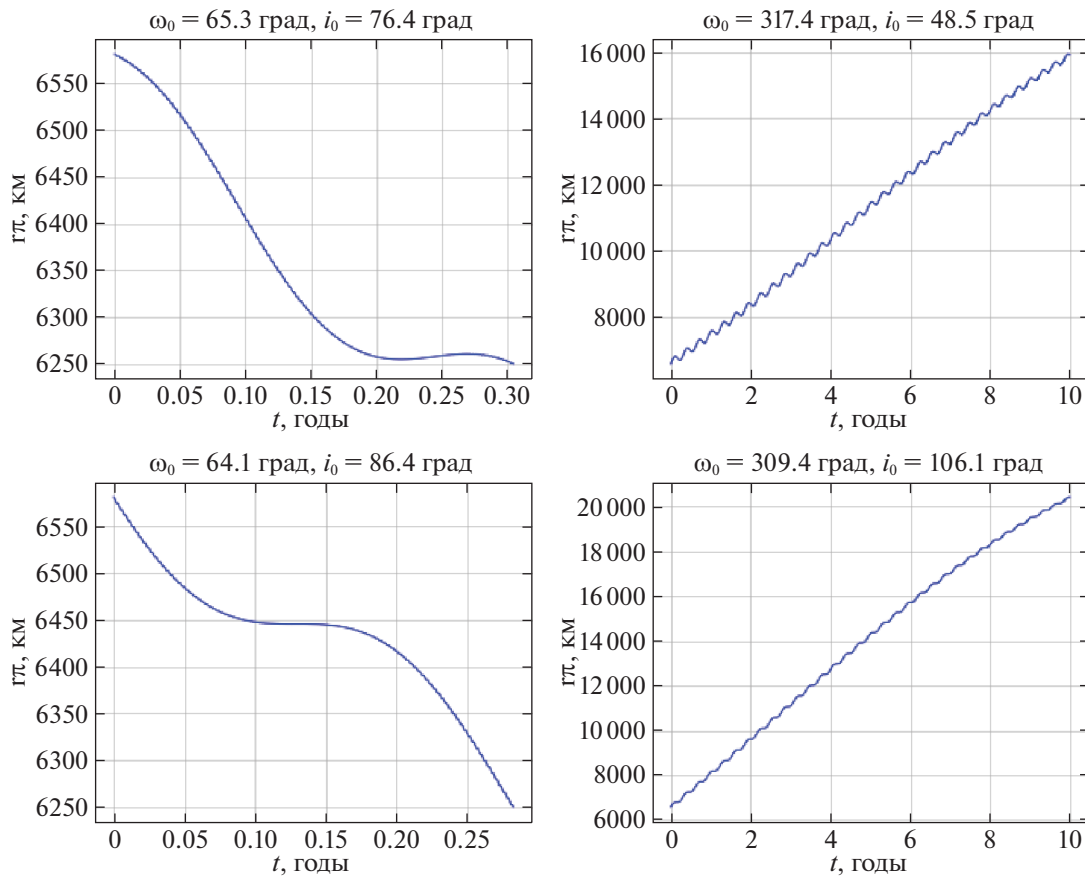


Рис. 11. Изменение радиуса перигелия гелиоцентрической орбиты ОМ (r_{π}) от времени полета (t) для четырех рассматриваемых сценариев посадки в Велламо-Юг и Кутуе-Юг.

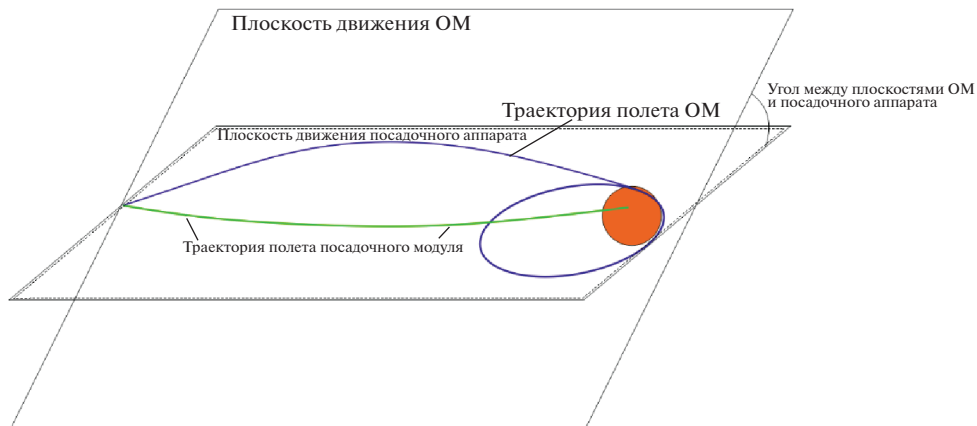


Рис. 12. Геометрия движения ОМ и ПА. Траектории показаны условно, вид реальных траекторий будет отличаться от представленного на рисунке.

где μ_j , $j \in \{0, 7\}$, — гравитационные параметры центрального притягивающего тела (Венеры) и внешних притягивающих тел (Солнца и Меркурия, Земли, Марса и планет-гигантов) соответственно; $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ — модуль радиус-вектора КА; $r_j = \sqrt{x_j^2 + y_j^2 + z_j^2}$ — модуль радиус-вектора j -го

небесного тела в выбранной системе координат; $r_{j0} = |\mathbf{r} - \mathbf{r}_j|$ — модуль вектора положения КА относительно j -го небесного тела.

Интегрирование системы (3) в данной работе выполнялось методом Рунге–Кутты 8(9)-го порядков с автоматическим выбором шага интегрирования.

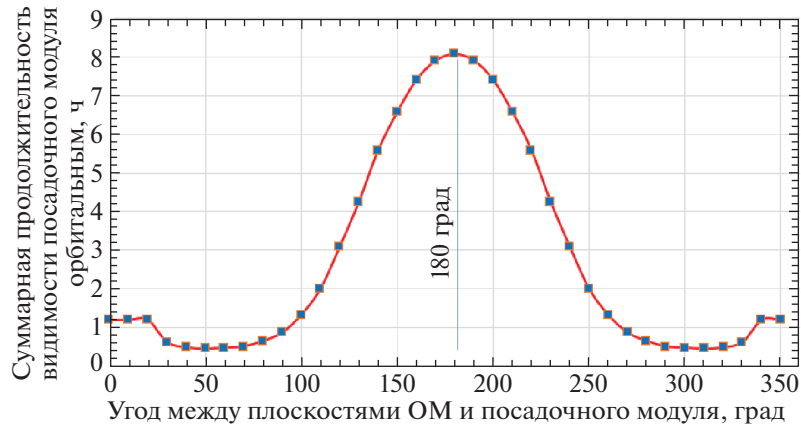


Рис. 13. Зависимость продолжительности участка радиовидимости от угла между плоскостями движения ОМ и ПА.

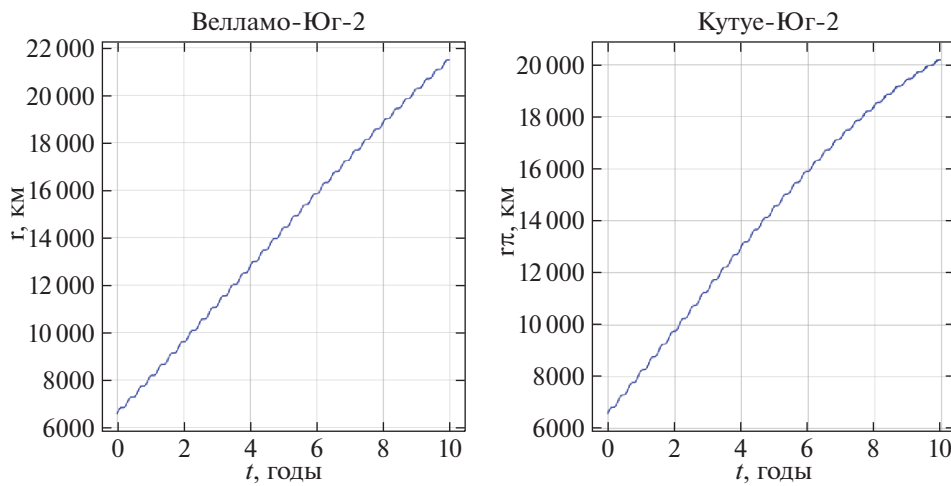


Рис. 14. Изменение радиуса перигея геспероцентрической орбиты ОМ от времени полета для сценариев посадки в Велламо-Юг-2 и Кутуе-Юг-2.

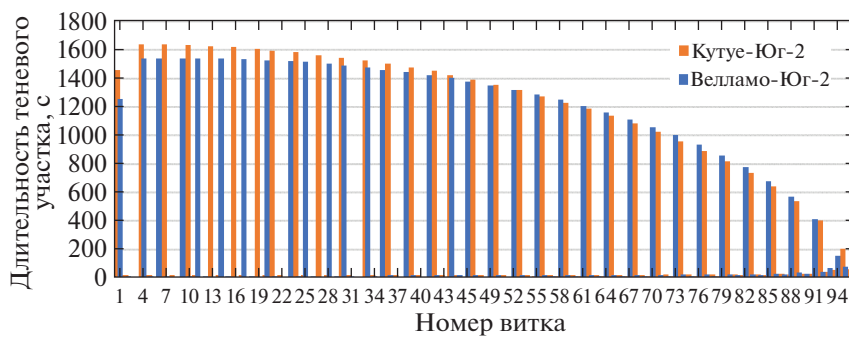


Рис. 15. Длительность теневого участка на витке орбиты ОМ (для первых 100 витков).

Численно проинтегрируем движение ОМ по каждой из четырех орбит, начальные параметры которых приведены в табл. 3, с использованием системы (3). В результате анализа построенных траекторий получим зависимость изменения радиуса перигея каждой из возможных орбит (Велламо-

Юг 1,2 и Кутуе-Юг 1,2, см. табл. 3) от времени полета (рис. 11).

Как видно на рис. 11, наибольшее время существования ОМ достигается в сценариях Велламо-Юг-2 и Кутуе-Юг-2. Однако наклонение орбит ОМ в этих сценариях составляет 133.4 и 73.8 град

Таблица 3. Начальные параметры орбиты ОМ для рассматриваемых регионов посадки Велламо-Юг и Кутуе-Юг

Регионы	N	a_0 , км	e_0	i_0 , град	Ω_0 , град	ω_0 , град
Велламо-Юг	1	39 456	0.8339	76.4	273.1	65.3
	2			48.5	54.6	317.4
Кутуе-Юг	1			86.4	213.5	64.1
	2			106.1	42.0	309.4

Примечание. a_0 — Начальное значение большой полуоси; e_0 — начальное значение эксцентриситета; i_0 — начальное значение наклона к экватору Венеры; Ω_0 — начальное значение долготы восходящего узла; ω_0 — начальное значение аргумента перигея. Истинная аномалия равна нулю во всех случаях, поскольку выход на орбиту происходит в перигее подлетной траектории.

соответственно, что отличается от требуемых значений наклона для сценария миссии “Венера-Д”, равных 90 ± 15 град (Эйсмонт и др., 2018; Симонов и др., 2021). Как уже было упомянуто ранее, угол между плоскостями орбит ПА и ОМ составляет 180 град, что соответствует максимальному времени радиовидимости между ОМ и ПА на этапе посадки, и передачи данных с ПА на борт ОМ.

В таком случае решением может быть следующий подход: необходимо изменить изначальный угол между плоскостями движения ОМ и ПА (рис. 12) так, чтобы приблизить орбиту ОМ к полярной, при этом наклонение орбиты ПА оставить прежним, сохраняя требование по радиовидимости между аппаратами.

Для оценки пределов возможного изменения угла между плоскостями движения была численно рассчитана следующая зависимость (рис. 13) времени видимости между орбитальным модулем и посадочным аппаратом от угла между плоскостями их движения.

Видно, что требование о продолжительности участка видимости не менее четырех часов удовлетворяется для диапазона углов 150–210 град. Таким образом, можно изменить наклонение орбиты ОМ на ± 30 град (от исходного), что для рассмотренных примеров Кутуе-Юг-2 и Велламо-Юг-2 позволяет перевести орбитальный модуль с орбиты с наклоном $i_0 = 106.1$ град и аргументом перигея $\omega_0 = 309.4$ град для варианта посадки Кутуе-Юг на орбиту с параметрами $i_0 = 90$ град и $\omega_0 = 310.4$ град; для Велламо-Юг с параметрами $i_0 = 48.5$ град и $\omega_0 = 317.4$ град на орбиту с параметрами $i_0 = 78.5$ град и $\omega_0 = 320.1$ град, при этом остальные требования к орбите также выполняются. Заметим, что для сценариев Кутуе-Юг-1 и Велламо-Юг-1 изменение наклона орбиты не приводит к существенному изменению аргумента перигея, т.е. время баллистического существования ОМ будет оставаться достаточно

малым (менее восьми лет), поэтому эти примеры мы рассматривать не будем.

Приведем результаты анализа времени существования ОМ для случая измененных орбит (рис. 14).

Покажем длительность теневых участков на орбите модуля для двух рассмотренных сценариев (рис. 15) на протяжении первых 100 дней полета, что соответствует 100 виткам ОМ на высокоэллиптической геспероцентрической орбите с периодом 1 земные сутки.

На рис. 15 видно, что длительность теневого участка на 1 витке орбиты не превышает 27 мин для рассмотренных сценариев.

ВЫВОДЫ

В настоящей работе рассмотрены практические примеры по использованию перспективной методики построения траектории полета к Венере с гравитационным маневром и полетом по резонансной орбите в рамках возможного баллистического сценария миссии “Венера-Д”. Проведен анализ возможных орбит ОМ в рамках рассмотренных сценариев полета с посадкой в выбранных областях поверхности Венеры.

1. Показаны два примера посадки в крайне важные с научной точки зрения регионы венерианской поверхности: Велламо-Юг и Кутуе-Юг. При полной невозможности осуществить полет к этим регионам в рамках традиционных подходов, при использовании разработанной методики существуют две возможные гелиоцентрические траектории КА для каждого из обозначенных мест посадки.

2. Использование методики построения траекторий полета к Венере с гравитационным маневром в баллистическом сценарии проекта миссии “Венера-Д” повышает его эффективность, поскольку ограничения, возникающие из-за необходимости учитывать и посадку ПА, и совместную с ним работу ОМ, приводят к сокращению доступных мест посадки в классическом сценарии, однако при использовании гравитационного маневра эти ограничения снимаются.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Базилевский и др. (A.T. Basilevsky, M.A. Ivanov, J.W. Head, M. Aittola, and J. Raitala), *Planet. Space Sci.* **55**, (2007).
2. Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В. и др., *Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы* (ред. А.Г. Тучина, Химки, АО “НПО Лавочкина”, 2018), с. 336.
3. Бошамп и др. (P. Beauchamp, M.S. Gilmore, R.J. Lynch, B.V. Sarli, A. Nicoletti, A. Jones, A. Ginyard, and M.E. Segura), 2021 IEEE Aerosp. Conf. (2021), p. 1.
4. Видманн и др. (T. Widemann, R. Ghail, C.F. Wilson, and D.V. Titov), *Agu Fall Meet. Abstr.* (2020), p. P022.
5. Гарвин и др. (J.B. Garvin, S.A. Getty, G.N. Arney, N.M. Johnson, E. Kohler, K.O. Schwer, M. Sekerak, A. Bartels, et al.), *Planet. Sci. J.* **3**, 117 (2022).
6. Гривс и др. (J.S. Greaves, A.M.S. Richards, W. Bains, P.B. Rimmer, H. Sagawa, D.L. Clements, S. Seager, et al.), *Nat. Astron.* **5**, 655 (2021).
7. Гилмор и др. (M. Gilmore, P.M. Beauchamp, R. Lynch, and M.J. Amato), *Present. to Planet. Astrobiol. Decad. Surv.* (2020).
8. Егоров В.А., *Успехи физ. наук* **63**, 73 (1957).
9. Засова Л.В., Горинов Д.А., Эйсмонт Н.А. и др., *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина* **13**, (2018).
10. Иванов (M.A. Ivanov), *Geochemistry Int.* **54** (2016).
11. Иванов М.А., Засова Л.В., Герасимов М.В. и др., *Астрон. Вестник* **51**, 3 (2017) [M.A. Ivanov, L.V. Zasova, M.V. Gerasimov et al., *Sol. Syst. Res.* **51**, 1 (2017)].
12. Иванов и др. (M.A. Ivanov, L. Zasova, and T.K.P. Gregg), *Ninth Moscow Sol. Syst. Symp.* **9M-S3** (2018), p. 58.
13. Иванов и др. (M.A. Ivanov, J.W. Head, L.V. Zasova, et al.), *Twelfth Moscow Sol. Syst. Symp.* **12M-S3** (2021), p. 109.
14. Иццо (D. Izzo), *Celest. Mech. Dyn. Astron.* **121**, 1 (2015).
15. Ивашкин В.В., Тупицын Н.Н., *Космич. исслед.* **9**, 163 (1971).
16. Косенкова (A.V. Kosenkova), *AIP Conf. Proc.* **2318**, 140003 (2020).
17. Косенкова А.В., Седых О.Ю., Симонов А.В., Миненко В.Е., *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина* **1**, 12 (2021).
18. Лимае и др. (S.S. Limaye, R. Mogul, D.J. Smith, et al.), *Astrobiology* **18**, 1181 (2018).
19. Монтенбрюк и др. (O. Montenbruck, E. Gill, and F. Lutze), *Appl. Mech. Rev.* **55**, B27 (2002).
20. Сенске и др. (D. Senske, L. Zasova, T. Economou, et al.), *Planet. Sci. Vis. 2050 Work.* (2017), p. 1.
21. Смрекар и др. (S. Smrekar, M. Dyar, S. Hensley, et al.), *AAS/Division Planet. Sci. Meet. Abstr.* **48** (2016), p. 207.
22. Симонов А.В., Ковалева С.Д., Гордиенко Е.С. и др., *Инженерный журн. Наука и Инновации* **7** (2021).
23. Хайдер и др. (S.A. Haider, A. Bhardwaj, Shanmugam, et al.), 42nd COSPAR Scientific Assembly, **42**, (2018), B4-1.
24. Эльясберг П.Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли* (М.: Наука, гл. ред. физматлит, 1965), с. 460.
25. Эйсмонт Н.А., Засова Л.В., Симонов А.В., и др., *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина* **11**, 4, (2018).
26. Эйсмонт и др. (N.A. Eismont, L.V. Zasova, A.V. Simonov, et al.), *Sol. Syst. Res.* **53**, 578 (2019).
27. Эйсмонт и др. (N.A. Eismont, V.V. Koryanov, K.S. Fedyaev, et al.), *AIP Conf. Proc.* (2021a), p. 110012.
28. Эйсмонт Н.А., Назиров Р.Р., Федяев К.С. и др., *Письма в Астрон. журн.* **47**, 352 (2021b) [N.A. Eismont, R.R. Nazirov, K.S. Fedyaev, et al., *Astron. Lett.* **47**, 316 (2021b)].
29. Эйсмонт и др. (N. Eismont, V. Zubko, A. Belyaev, et al.), *Acta Astronaut.* **197**, 310 (2022).