

## РАСШИРЕНИЕ ВОЗМОЖНЫХ ОБЛАСТЕЙ ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТИ ВЕНЕРЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО МАНЕВРА

Р.Р. Назиров<sup>1</sup>

Н.А. Эйсмонт<sup>1</sup>

В.А. Зубко<sup>1,2</sup>

А.А. Беляев<sup>1,2</sup>

К.С. Федяев<sup>1</sup>

Л.В. Засова<sup>1</sup>

Д.А. Горинов<sup>1</sup>

А.В. Симонов<sup>3</sup>

В.В. Корянов<sup>2</sup>

rnazirov@cosmos.ru

n.eismont@iki.rssi.ru

v.zubko@iki.rssi.ru

a.belyaev@iki.rssi.ru

ksfedyaev@gmail.com

zasova@iki.rssi.ru

dmitry\_gorinov@rssi.ru

alex.simonov@laspace.ru

vkoryanov@bmstu.ru

<sup>1</sup> ИКИ РАН, Москва, Российская Федерация

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

<sup>3</sup> АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Московская обл., Российская Федерация

---

### Аннотация

В рамках проекта «Венера-Д» рассмотрена задача баллистического проектирования траектории перелета космического аппарата, обеспечивающей посадку спускаемого аппарата в заданную область поверхности Венеры. При стандартном подходе к выбору окна старта, наличии ограничений на значение угла входа спускаемого модуля в атмосферу и на максимально допустимую в процессе его спуска перегрузку значительная часть поверхности планеты оказывается недоступной для посадки. Простейшим способом расширения области посадки может быть увеличение окна старта за счет умеренного уменьшения массы полезной нагрузки. Однако возможности такого расширения существенно ограничены требуемыми затратами характеристической скорости. Предложен новый подход, позволяющий обеспечить посадку спускаемого модуля в любую точку поверхности Венеры. Подход основан на использовании гравитационного поля планеты для перевода космического аппарата на гелиоцентрическую орбиту, резонансную в соотношении 1:1 с орбитой Венеры, и последующего его возвращения в исходное положение через один венерианский год, когда доступной для посадки

### Ключевые слова

*Автоматическая межпланетная станция «Венера-Д», спускаемый аппарат, область посадки, гравитационный маневр, резонансная орбита, Венера*

окажется уже другая часть поверхности Венеры. Показано, что применение нового подхода позволит обеспечить радикальное расширение достижимых областей посадки, а также доступ к любой точке на поверхности Венеры за счет увеличения продолжительности перелета и небольшого увеличения затрат характеристической скорости

Поступила 17.05.2021

Принята 31.01.2022

© Автор(ы), 2022

---

**Введение.** За годы космической эры осуществлен ряд миссий по исследованию поверхности Венеры [1, 2]. Аппарат «Маринер-2» (США) — это первый космический зонд, пролетевший в 1962 г. на расстоянии ~ 34 тыс. км от поверхности Венеры. С помощью зонда были переданы данные о горячей атмосфере и об отсутствии у Венеры собственной магнитосферы [3]. Первая мягкая посадка на поверхность планеты осуществлена в 1970 г. аппаратом «Венера-7» (СССР), который впервые передал научные данные о поверхности Венеры и нижних слоях ее атмосферы [1]. В СССР последними успешными венерианскими проектами были автоматические межпланетные станции «Вега-1» и «Вега-2», запущенные в декабре 1984 г. Наиболее известными миссиями по изучению поверхности и атмосферы Венеры с орбиты ее искусственного спутника, осуществленными после 2000 г., стали миссии «Венера-экспресс»<sup>1</sup> [2, 4] и PLANET-C<sup>2</sup>, известная как «Акацуки». В рамках программы дальнейших исследований поверхности Венеры одним из основных проектов, разрабатываемых в настоящее время, является российский проект «Венера-Д»<sup>3</sup>.

Проект «Венера-Д» направлен на изучение поверхности и атмосферы Венеры [5–7]. Старт миссии запланирован на 2029 г. Космический аппарат (КА) для такой миссии будет включать в себя орбитальный модуль и спускаемый аппарат (СА), состоящий из долгоживущей (~ 1 мес.) и короткоживущей (несколько часов) научных станций [5].

Важным этапом проектирования миссии, предполагающей посадку на поверхность Венеры, является выбор лучших с точки зрения получения научной информации областей посадки, что связано с геологическими

---

<sup>1</sup> Venus express: the last shout. *blogs.esa.int: веб-сайт*.

URL: <https://blogs.esa.int/rocketscience/2015/01/23/venus-express-the-last-shout> (дата обращения 09.05.2021).

<sup>2</sup> Venus Climate Orbiter Akatsuki. *akatsuki.isas.jaxa.jp: веб-сайт*.

URL: <https://akatsuki.isas.jaxa.jp/en/mission> (дата обращения 09.05.2021).

<sup>3</sup> Венера-Д. *venera-d.cosmos.ru: веб-сайт*.

URL: <http://www.venera-d.cosmos.ru/index.php?id=658> (дата обращения 09.05.2021).

и геохимическими особенностями рельефа, а также с возможностью осуществлять безопасную посадку на венерианский грунт. Кроме того, возможность выбора области посадки ограничена уровнем максимальной допустимой перегрузки, которую способен выдержать СА в процессе спуска, и продолжительностью окна старта миссии. Ввиду небольшой продолжительности окна старта, традиционно составляющей примерно две недели, включая оптимальную дату, невозможно обеспечить посадку в любую выбранную на поверхности Венеры область. Для расширения доступных областей можно использовать выход КА на промежуточную околовенерианскую орбиту. Расширение доступных посадочных областей в этом случае будет зависеть от околовенерианской орбиты КА. В частности, обеспечить посадку СА в любую область поверхности Венеры можно, переведя КА на круговую орбиту. Однако для получения такой орбиты потребуются тормозной импульс  $\sim 3$  км/с. Уменьшить значения тормозного импульса можно, если использовать высокоэллиптические орбиты. С увеличением эксцентриситета число доступных областей для посадки будет неизбежно уменьшаться, что связано с возможностью схода с эллиптической орбиты только в окрестности ее перигея. Наиболее простым способом увеличения достижимых областей посадки может служить расширение окна старта за счет умеренного увеличения характеристической скорости  $\Delta V^4$ , необходимой для полета к Венере [8–10]. Такие возможности существенно ограничены значением  $\Delta V$  и массой полезной нагрузки.

Использование гравитационных полей небесных тел для управления движением КА, как и использование в космических миссиях особенностей движения по резонансным орбитам хорошо известны [11–13]. Первый гравитационный маневр с переходом на резонансную орбиту совершил КА «Маринер-10», который в 1974 г. после облета Венеры перешел на гелиоцентрическую орбиту с периодом, равным двукратному орбитальному периоду Меркурия. В работе [14] предложены методы получения резонансных орбит в системе Сатурна. Аналогичный метод вывода КА на резонансную орбиту использован и в [15], где описаны гравитационные маневры в системе Юпитера для достижения Европы и Ганимеда.

В настоящей работе предложен подход, позволяющий существенно расширить достижимые для посадки области поверхности в результате использования при перелете гравитационного маневра у Венеры с после-

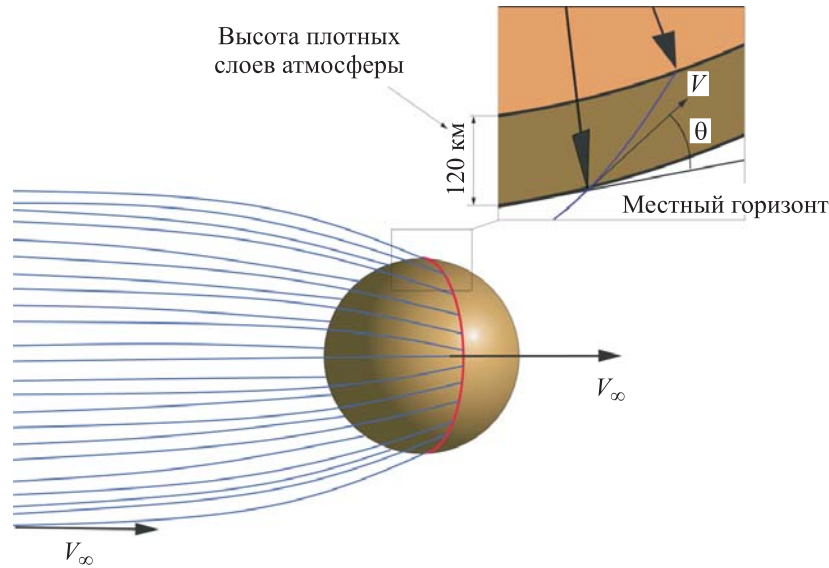
---

<sup>4</sup> Здесь и далее  $\Delta V$  — значение характеристической скорости, требуемой для полета к Венере; маневры коррекции и соответствующие затраты  $\Delta V$  и маневры в сфере действия Венеры не рассматриваются.

дующим переводом КА на гелиоцентрическую орбиту с периодом, равным орбитальному периоду Венеры. После пролета Венеры КА через венерианский год возвращается в ту же точку своей гелиоцентрической орбиты и снова приближается к Венере, при этом оказываясь уже над другой областью ее поверхности. Это позволяет осуществить посадку в ту область, которая ранее, возможно, была недостижимой, и тем самым существенно расширить суммарную достижимую область за счет возможного увеличения продолжительности перелета.

**Математические методы.** Рассмотрим математические методы определения траекторий перелета к Венере. Для упрощения определения и оптимизации траекторий перелета к Венере используется метод склеенных конических сечений [16]. В рамках этого метода траектория перелета к планете разбивается на планетоцентрический и гелиоцентрический участки. При таком подходе задача для  $n$  тел разбивается на  $n$  задач для двух тел. Сферы действия планет при определении гелиоцентрического участка стягиваются в точку, а при расчете движения КА по планетоцентрической траектории считаются имеющими бесконечные размеры. Ввиду этого скорость КА на границе сферы действия планеты предполагается равной асимптотической скорости КА (скорость на бесконечности  $V_\infty$ ). Траектория КА внутри сферы действия планеты рассчитывается согласно теории Кеплера, а гелиоцентрический участок траектории, соединяющий два планетоцентрических участка, определяется в результате решения задачи Ламберта — определение траектории по двум заданным начальным положениям небесных тел, между которыми совершается перелет, и по продолжительности перелета. В настоящей работе задача Ламберта решается с помощью метода Суханова [17].

Рассмотрим посадку на поверхность Венеры с гиперболической подлетной траекторией. При входе КА в сферу действия Венеры формируется пучок входящих гиперболических траекторий (рис. 1), которые образуют цилиндрическую поверхность радиусом, равным малой полуоси входящей гиперболической траектории [18]. Каждая траектория, приведенная на рис. 1, доступна для КА с помощью малого отклонения вектора подлетной скорости КА на границе сферы действия Венеры. При этом любая траектория обеспечивает вход аппарата в атмосферу Венеры под выбранным углом к местному горизонту. В настоящей работе рассматривается вход в атмосферу с тремя различными углами входа, равными 7, 12 и 25°. Отметим, что согласно [5, 6], угол входа составляет 12...25°, что наиболее близко к углам входа, рассматриваемым в ранних проектных расчетах баллистического сценария миссии проекта «Венера-Д». Углы



**Рис. 1.** Геометрия подлетной части траектории ( $V$  — скорость аппарата в точке входа в атмосферу;  $\theta$  — угол входа КА в атмосферу)

Углы входа в атмосферу 7, 12 и 25° соответствуют 70, 100 и 180 ед. в терминах максимальной перегрузки [6].

Геометрия подлетной части траектории приведена на рис. 1 для одного возможного варианта векторов скорости на бесконечности. При этом предполагается, что данный вектор является свободным, т. е. не привязанным к некоторой точке в пространстве. На рис. 1 он представлен как вектор, проходящий через центр Венеры, ему соответствует множество гиперболических траекторий с асимптотами, идущими по образующим кругового цилиндра вдоль этого вектора. Пересечения этих траекторий с поверхностью Венеры образуют упомянутую окружность посадки с угловым радиусом  $\psi$ , которой соответствует окружность условных перицентров.

Вычисление  $\psi$  выполняется в соответствии с соотношением [18–21]:

$$\psi = \varphi + \vartheta, \quad (1)$$

где  $\varphi$  — угловой радиус окружности перицентров;  $\vartheta$  — истинная аномалия КА в точке входа в атмосферу.

Угловой радиус окружности возможных перицентров и модуль истинной аномалии можно найти из соотношений [18–21]:

$$\cos \varphi = \frac{1}{1 + r_p V_\infty^2 / \mu}; \quad (2)$$

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{er \sin \vartheta}{p}, \quad (3)$$

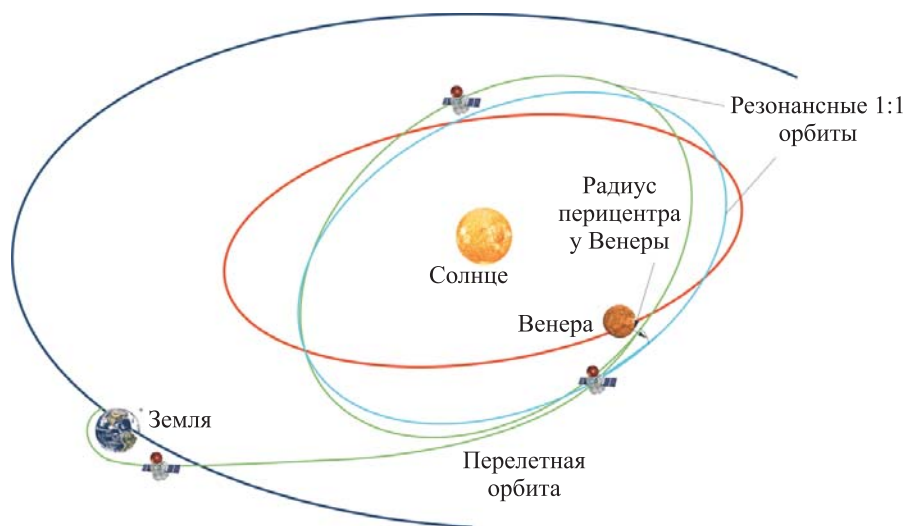
где  $r_p$  — радиус условного перицентра гиперболической траектории КА;  $V_\infty$  — модуль вектора относительной скорости КА на бесконечности;  $\mu = 324\,859 \text{ км}^3/\text{с}^2$  — гравитационный параметр Венеры;  $\theta$  — угол входа аппарата в атмосферу;  $e$  — эксцентриситет подлетной гиперболической орбиты;  $r$  — планетоцентрическое расстояние в точке входа КА в атмосферу;  $p$  — параметр подлетной гиперболической орбиты.

Отметим, что указанные формулы позволяют получить параметры траектории СА при входе в плотные слои атмосферы (на высоте  $\sim 70\dots 120 \text{ км}$ ). Дальнейший участок движения интегрируется методом Рунге — Кутты 8-го (9-го) порядка с автоматическим контролем погрешности вычисления.

В настоящей работе рассматривается модель сферического СА диаметром  $\sim 2,4 \text{ м}$ , массой  $\sim 2 \text{ т}$ . Применение парашютных систем не рассматривается. В качестве модели нижних слоев атмосферы Венеры принимается модель, приведенная в [22].

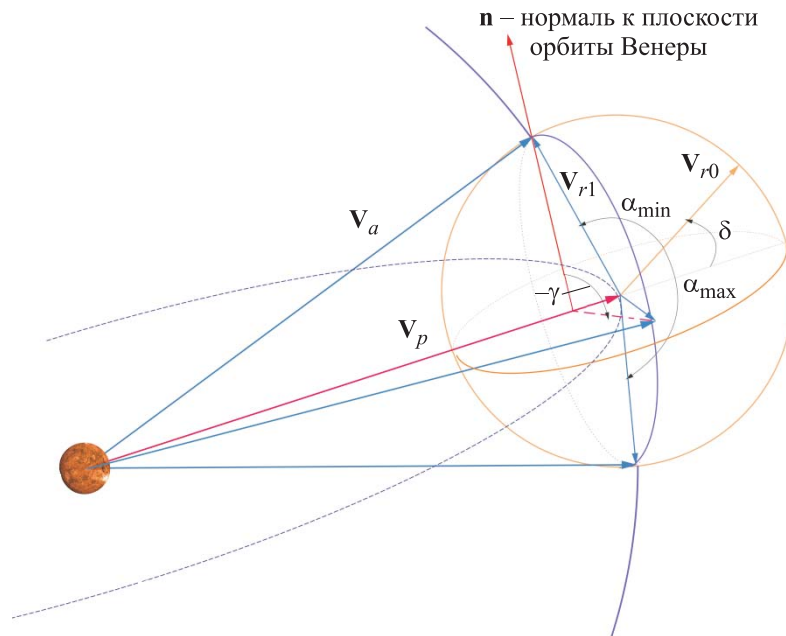
Как показали расчеты, смещение точки посадки относительно точки входа в атмосферу в продольном направлении спуска составляет  $\sim 200 \text{ км}$  при угле входа  $12\dots 15^\circ$ .

Рассмотрим применение гравитационного маневра в задаче получения резонансной орбиты КА с последующей посадкой в требуемую область на поверхности Венеры. Общая концепция предлагаемого сценария, предполагающего использование гравитационного маневра для управления выбором области посадки, рассмотрена в [23, 24], ее схема приведена на рис. 2.



**Рис. 2.** Сценарий миссии к Венере с использованием гравитационного маневра для расширения посадочных областей на ее поверхности (резонансные орбиты отличаются наклоном к эклиптике)

Сущность гравитационного маневра заключается в изменении гелиоцентрической скорости КА за счет поворота вектора его асимптотической скорости с помощью гравитационного поля Венеры. Операции (рис. 3),



**Рис. 3.** Геометрия гравитационного маневра с переводом КА на орбиту, резонансную в соотношении 1:1 к периоду Венеры

выполняемые в ходе решения этой задачи, могут быть описаны в кеплеровом приближении следующей последовательностью маневров.

1. Образуется сфера радиусом, равным вектору  $V_p$  скорости Венеры (в гелиоцентрическом движении), и с центром, совпадающим с центром масс планеты.

2. Сфера радиусом, равным вектору  $V_{r0}$  относительной подлетной скорости аппарата на бесконечности (при полете к Венере), представляет собой всевозможные направления поворота вектора  $V_{r0}$ , если бы гравитационное поле планеты было достаточным для осуществления такого поворота.

3. Пересечение указанных сфер — это окружность, которая служит основанием одновременно для двух конусов, образованных векторами  $V_a$  и  $V_{r1}$  гелиоцентрической и относительной скоростей КА. Отметим, что векторы  $V_a$ , принадлежащие конусу, равны по модулю вектору орбитальной скорости Венеры, т. е.  $|V_a| = |V_p|$ . Другими словами, аппарат находится в резонансном орбитальном движении с Венерой, при этом

$$\mathbf{V}_a = \mathbf{V}_p + \mathbf{V}_{r1}. \quad (4)$$

Упомянутые сферы и окружность их пересечения приведены на рис. 3.

Угол  $\alpha^*$  поворота вектора относительной скорости определим по формуле:

$$\sin \frac{\alpha^*}{2} = \frac{1}{1 + r_p V_\infty^2 / \mu}, \quad (5)$$

где  $r_p$  — радиус перицентра (он не должен быть менее 6380 км);  $\mu$  — гравитационная постоянная Венеры. Отметим, что формула (5) является вариантом ранее приведенного соотношения (2). Требуемое значение угла поворота  $\alpha^*$  достигается выбором радиуса перицентра.

4. Плоскость поворота определяется как плоскость, образуемая вектором  $\mathbf{V}_{r0}$  подлетной скорости и вектором  $\mathbf{V}_{r1}$  скорости из совокупности векторов, определяющих резонансную орбиту с началом в конце вектора скорости Венеры и концом на упомянутой окружности, который обеспечивает попадание аппарата в заданную точку на поверхности Венеры при его возвращении к планете через венерианский год (см. рис. 3).

5. Вектор  $\mathbf{V}_{r0}$  скорости на бесконечности у Венеры известен из решения задачи Ламберта. Выбор требуемого вектора  $\mathbf{V}_{r1}$  скорости на бесконечности после гравитационного маневра<sup>5</sup> осуществляется путем поворота на угол  $\alpha_{\min}$  в плоскости, образованной вектором  $\mathbf{V}_{r0}$  относительной скорости и вектором  $\mathbf{V}_p$ . Требуемый вектор  $\mathbf{V}_{r1}$  лежит на поверхности конуса, основанием которого является окружность пересечения двух сфер. Вектор  $\mathbf{V}_{r1}$ , обеспечивающий посадку в выбранную точку на поверхности Венеры из множества точек, принадлежащих данному конусу, достигается дополнительным поворотом на угол  $\gamma$ , отсчитываемый по ходу часовой стрелки в положительном направлении от нормали к плоскости орбиты Венеры. Плоскость, в которой определен угол  $\gamma$ , ортогональна направлению вектора  $\mathbf{V}_p$  и совпадает с окружностью пересечения двух описанных ранее сфер скоростей. Угол  $\gamma$  является проектируемым параметром и зависит от выбора точки посадки.

6. Условие доступности всего множества векторов, концы которых лежат на окружности пересечения сфер (см. рис. 3) и, соответственно, обеспечивают равенство гелиоцентрической скорости КА и орбитальной скорости Венеры, можно представить в виде

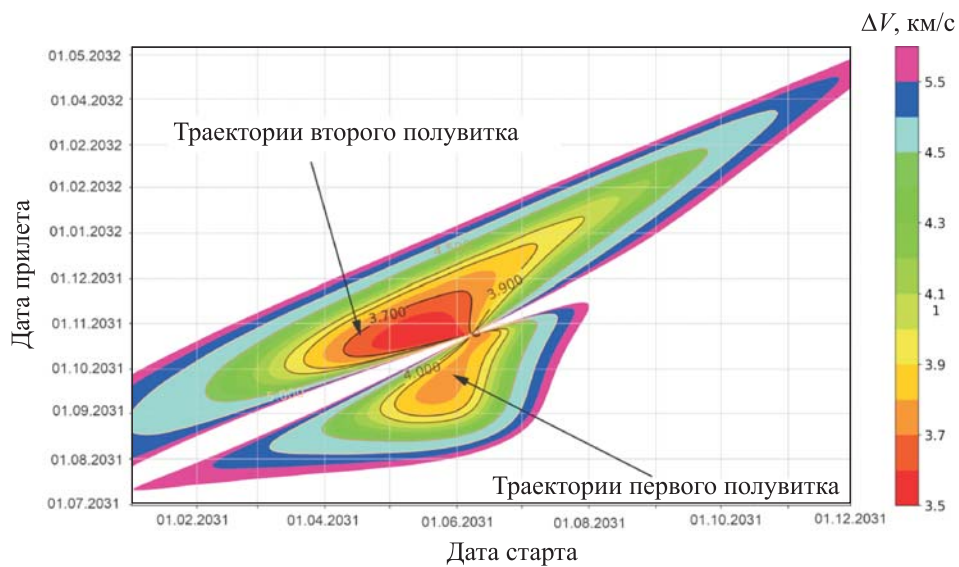
<sup>5</sup> Выбор определенного вектора из конуса векторов  $\mathbf{V}_{r1}$  осуществляется на стадии проектирования и зависит от принятого места посадки.



$$\alpha_{\max} \leq \alpha^* . \quad (6)$$

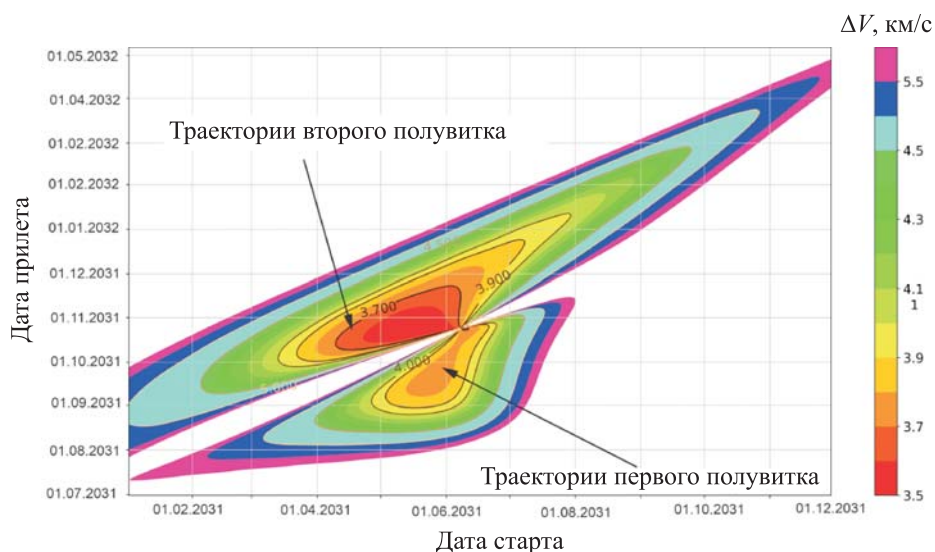
В соотношении (6) требуемый максимальный угол поворота  $\alpha_{\max}$  должен быть меньше, чем допустимый за счет гравитационного поля планеты угол поворота  $\alpha^*$ , полученный из (5).

**Результаты.** В рамках проведенного исследования рассматривались варианты дат старта КА к Венере в 2029 и 2031 гг. Полученные зависимости суммарного требуемого значения  $\Delta V$  от дат старта и прилета к Венере приведены на рис. 4, 5. При этом траектории перелета к Венере разделены



**Рис. 4.** Зависимость скорости  $\Delta V$ , требуемой для полета к Венере, от дат старта и прилета при запуске миссии в 2029–2030 гг.

на траектории первого полувитка, для которых угловая дальность перелета составляет менее  $180^\circ$ , и траектории второго полувитка, для которых угловая дальность равна более  $180^\circ$ . Значения  $\Delta V$  для траекторий второго полувитка на большинстве интервалов дат старта оказываются меньше, чем для траекторий первого полувитка. Однако перелет по таким траекториям будет занимать более 120 сут (в среднем 160...190 сут), тем самым увеличивая общее время полета (время прямого полета к Венере + перелет по резонансной орбите составляет 224,7 сут). Поэтому далее будем рассматривать даты старта в пределах окон старта в 2029 и 2031 гг. только для траекторий первого полувитка. В качестве окон запуска выберем интервалы дат старта 02.11.2029–03.12.2029, 20.05.2031–24.06.2031, которые расположены наиболее близко к дате старта, обеспечивающей минимум



**Рис. 5.** Зависимость скорости  $\Delta V$ , требуемой для полета к Венере, от дат старта и прилета при запуске миссии в 2031 г.

характеристической скорости  $\Delta V$  для полета по траекториям первого полувитка (см. рис. 4, 5).

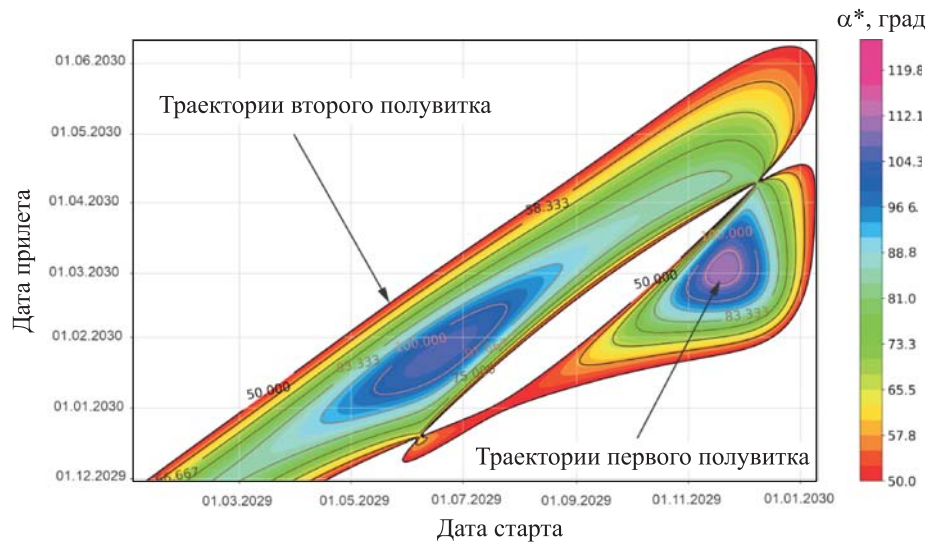
Определим условия, при которых гравитационный маневр у Венеры будет обеспечивать наибольшее значение угла  $\alpha^*$  для принятого радиуса перицентра пролетной гиперболической траектории. Зависимости угла  $\alpha^*$  от дат старта и прилета при запуске КА в период окон старта в 2029 и 2031 гг. приведены на рис. 6, 7. Наиболее удачным для рассматриваемого случая является полет по траекториям первого полувитка, поскольку в таком случае достигается наибольшее значение угла  $\alpha^*$ , позволяющее достичь всей возможной совокупности векторов гелиоцентрической скорости КА, равной скорости Венеры, за счет гравитационного маневра.

Рассмотрим ограничения на доступные области посадки на поверхности Венеры. Для этого построим зависимость угла входа в атмосферу от углового радиуса окружности посадки, используя соотношения (1)–(3), при следующих значениях параметров:  $r = 6171$  км,  $V_\infty = 3$  км/с,  $\mu = 324\,859$  км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>.

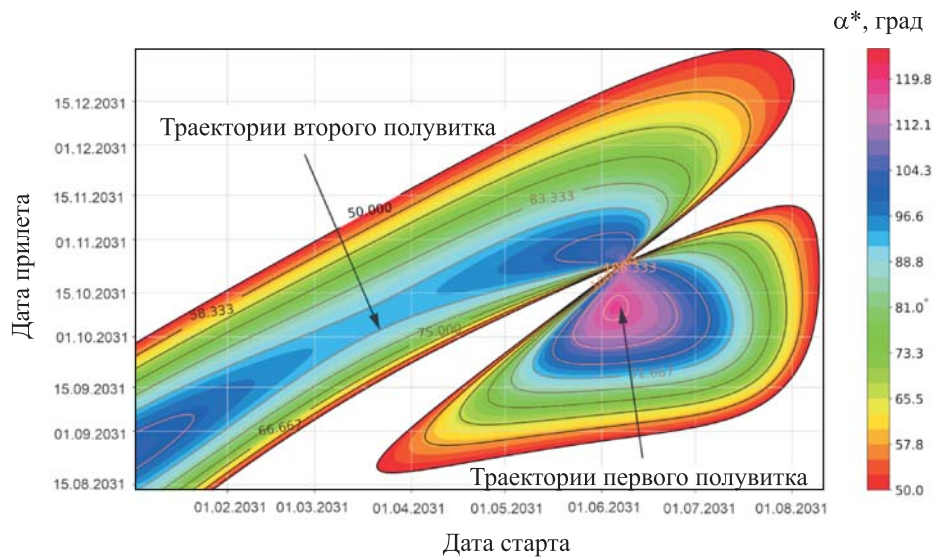
Учтем, что элементы орбиты  $e$ ,  $p$  связаны с  $r_p$ ,  $V_\infty$  соотношениями:

$$e = \frac{1}{1 + r_p V_\infty^2 / \mu}; \quad (7)$$

$$p = -\frac{\mu}{V_\infty^2} (e^2 - 1). \quad (8)$$



**Рис. 6.** Зависимость угла  $\alpha^*$  от дат старта и прилета при запуске миссии в 2029–2030 гг.



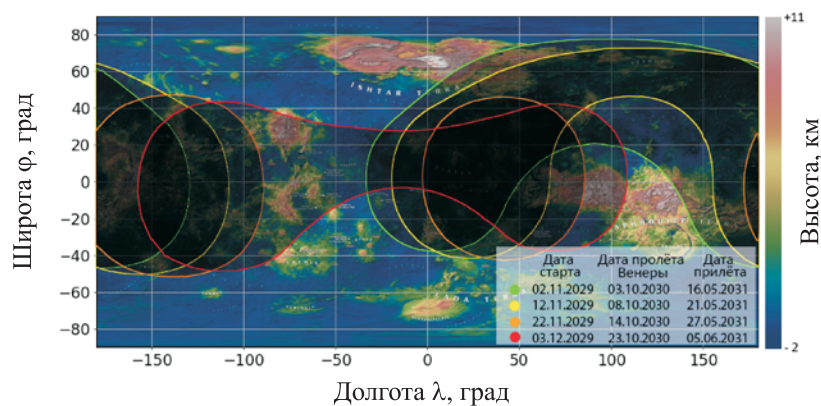
**Рис. 7.** Зависимость угла  $\alpha^*$  от дат старта и прилета при запуске миссии в 2031 г.

С учетом (2), (3), (7), (8) и значений параметров соотношение (1) примет вид

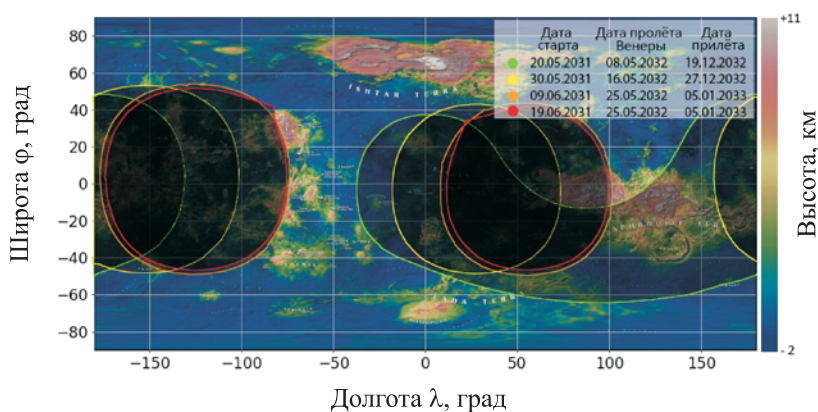
$$\psi(\theta) = \arccos\left(\frac{1}{1 + r_p V_\infty^2 / \mu}\right) + \arcsin\left(\frac{\text{tg } \theta p}{er}\right). \quad (9)$$

Отметим, что для принятых значений угла входа 7, 12 и 25° значение углового радиуса (9) будет составлять менее 90°. Вследствие этого возникают некоторые ограничения на достижимые районы посадки. Отметим, что угловой радиус 90° достигается при угле входа ~ 34°.

Определив условия перелета к Венере и ограничения, накладываемые на применяемый метод расширения областей посадки, построим доступные области посадки на поверхности Венеры для разных значений угла входа в атмосферу. Результаты, приведенные на рис. 8–10, получены для значений угла входа в атмосферу 7, 12 и 25° в случаях, когда требуемый угол поворота вектора относительной скорости прилета к упомянутой окружности векторов резонансных скоростей достижим для всей окружности. При этом в зависимости от принимаемого значения угла входа (7, 12, 25°) угловой размер недоступной зоны составит от 15 до 50°.

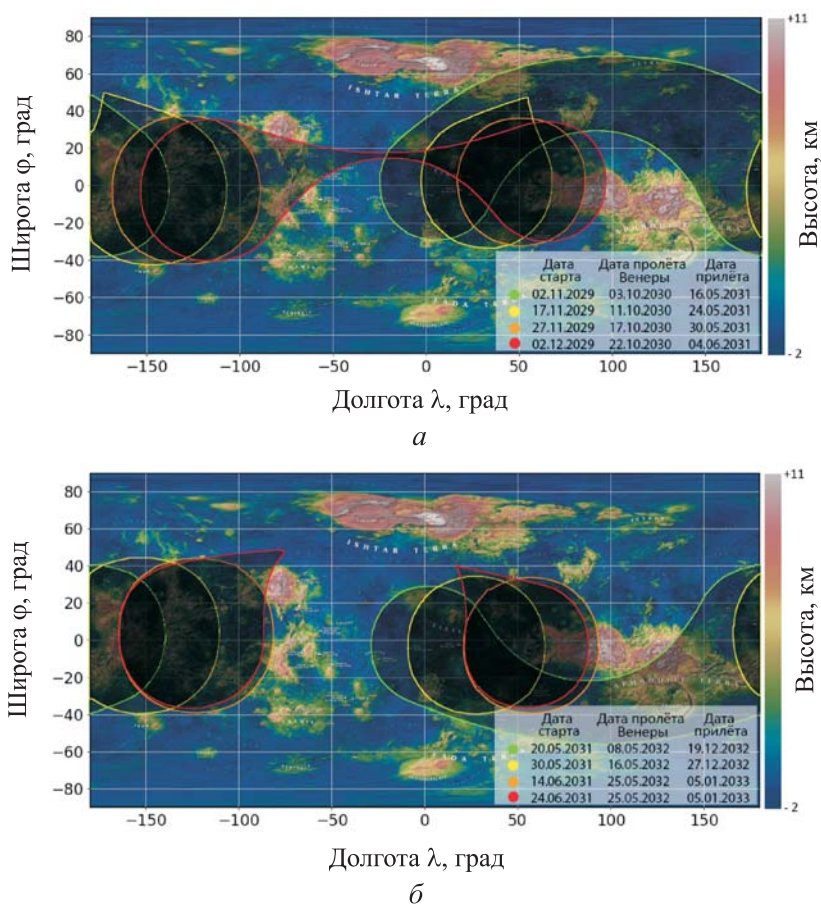


*a*



*б*

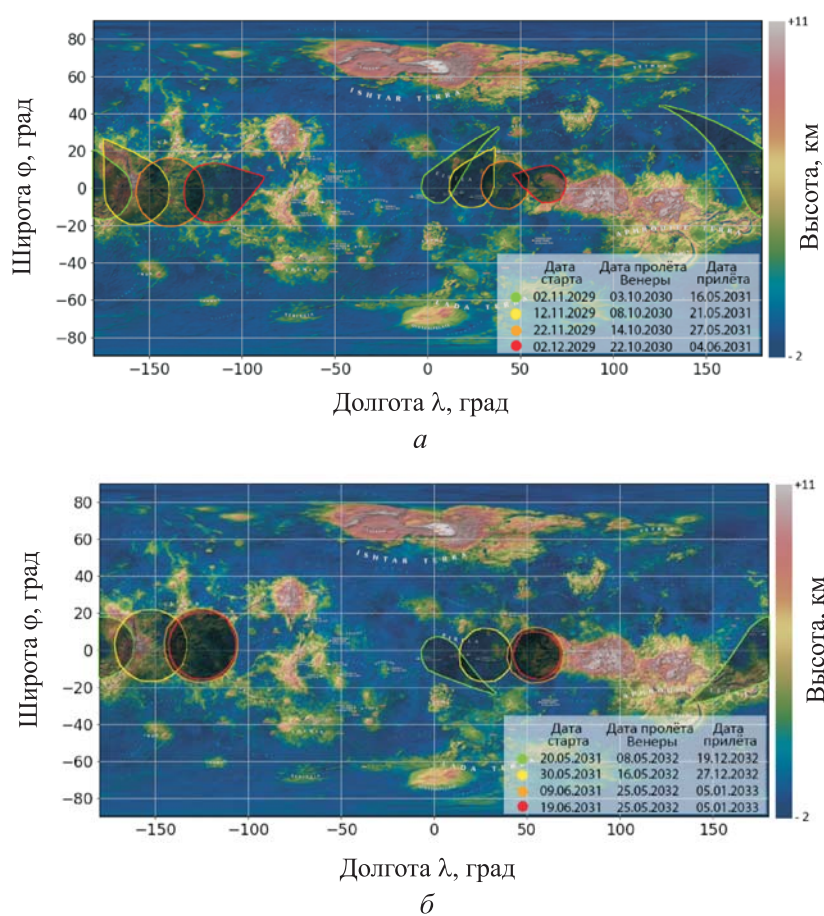
**Рис. 8.** Области недоступности посадки (затемнены) для дат в периоды окон старта в 2029 (*a*) и 2031 гг. (*б*) с посадкой через виток после гравитационного маневра для угла входа в атмосферу 7°



**Рис. 9.** Области недоступности посадки (затемнены) для дат в периоды окон старта в 2029 (а) и 2031 гг. (б) с посадкой через виток после гравитационного маневра для угла входа в атмосферу  $12^\circ$

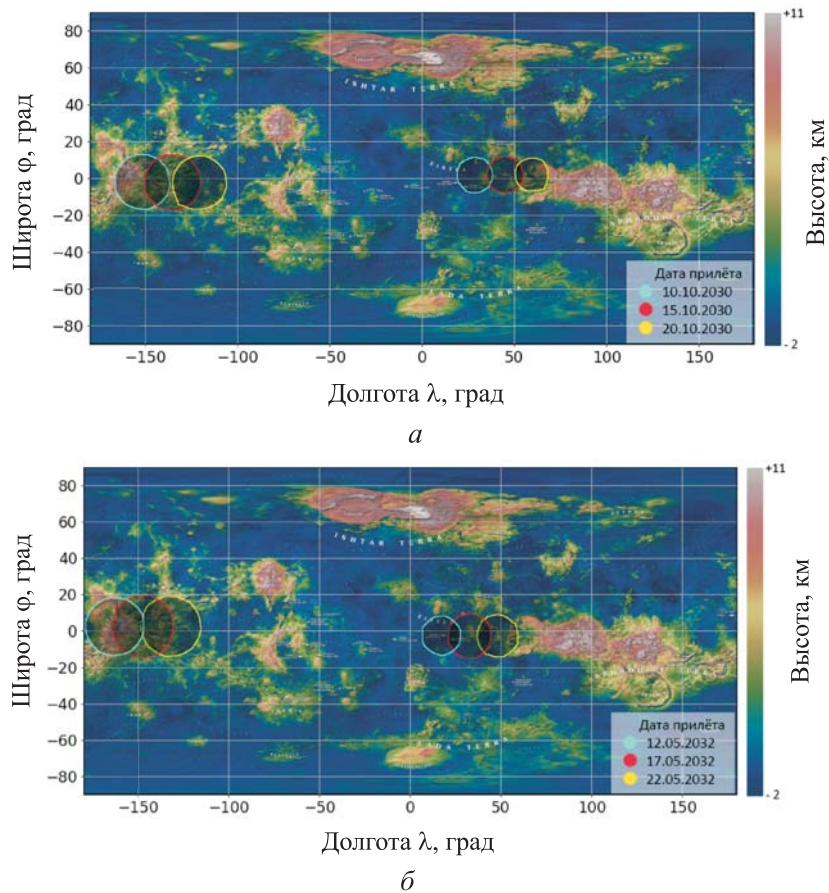
Согласно рис. 8–10, в рассматриваемых случаях достижимыми являются все точки на поверхности Венеры, за исключением попадающих в окрестности точек на поверхности вблизи вектора скорости Венеры внутри областей с угловым размером  $15...50^\circ$  с центрами в виртуальной точке пересечения вектора скорости Венеры с ее поверхностью. Здесь имеется в виду не физическая поверхность Венеры, а сфера, совпадающая с поверхностью Венеры в момент посадки. Указанные точки привязаны к этой сфере, которая вращается вместе с вектором скорости Венеры относительно инерциальной системы координат.

Отметим, что расширение областей возможно, например, при снижении требований к значению угла входа (см. п. 5). В таком случае неизбежно будет возрастать максимальная перегрузка, действующая на СА в процессе спуска [18]. Поэтому подобный прием неизбежно приведет к увеличению



**Рис. 10.** Области недоступности посадки (показаны темным цветом) для дат в периоды окон старта в 2029 (а) и 2031 гг. (б) с посадкой через виток после гравитационного маневра для угла входа в атмосферу  $25^\circ$

массы конструкции СА, необходимой для обеспечения прочности и жесткости. Другим возможным способом расширения, который не приведет к изменению конструкции и внешнего облика СА, может стать изменение времени посадки на поверхность Венеры, соответственно, изменится и время первого пролета планеты. Таким образом, можно выждать момент, когда Венера за счет своего движения по орбите и вращения вокруг своей оси развернется на необходимый угол. В этом случае ранее недоступные области становятся доступными. Приведем пример для траекторий с углом входа в атмосферу  $25^\circ$ . При изменении времени посадки на  $\pm 5$  сут круг на поверхности Венеры смещается на  $\pm 15^\circ$  по долготе относительно круга на сфере и недоступные для посадки точки на Венере становятся достижимыми (рис. 11). Следовательно, можно утверждать, что предлагаемая кон-

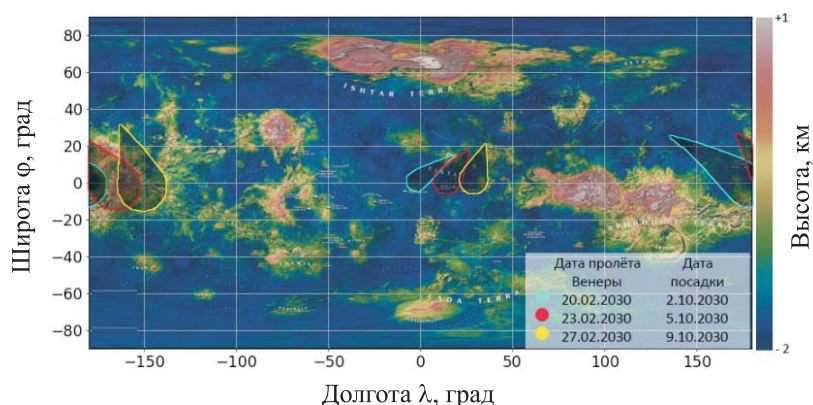


**Рис. 11.** Области недоступности посадки (затемнены) для дат старта 24.11.2029 (а) и 01.06.2031 (б) с посадкой через виток после гравитационного маневра

цепция расширения доступных областей посадки позволяет обеспечить доступ к любой точке на поверхности Венеры.

Вместе с тем имеются интервалы дат миссий, когда условия подлета к Венере (значение и положение вектора относительной скорости на бесконечности) не позволяют повернуть этот вектор на угол, достаточный для достижения любой точки на окружности резонансных скоростей. Примеры таких окружностей с выпадающими участками достижимости приведены на рис. 12.

Недоступные для посадки области (см. рис. 12) появляются из-за невозможности повернуть вектор  $V_{r0}$  на угол  $\alpha_{\max}$ . Осуществить посадку в эту область можно варьируя время первого пролета Венеры. Отметим, что в данном случае может потребоваться увеличение интервала дат прилета. Длительность интервала выбирается в зависимости от расположения



**Рис. 12.** Области недоступности (затемнены) посадки для даты старта 07.11.2029 с посадкой в 2030 г. через виток после гравитационного маневра в том случае, если в результате гравитационного маневра не удастся достичь всех возможных орбит, резонансных в соотношении 1:1 с орбитой Венеры

и формы области точек, недоступных для посадки. На возможность осуществить посадку в данную точку также будет влиять и значение принимаемого угла входа в атмосферу. Например, для недоступных областей, получаемых при посадке с углом входа  $25^\circ$  (см. рис. 12), достаточно изменить продолжительность перелета на 7 сут, чтобы обеспечить посадку в любую точку на поверхности Венеры.

**Заключение.** Рассмотрено применение гравитационного маневра у Венеры для перевода космического аппарата на орбиту, резонансную в соотношении 1:1 с орбитой Венеры, с целью расширить достижимые области посадки на ее поверхности. В качестве ограничений принимали ограничения на допустимые значения параметров посадки на поверхность Венеры, а именно на углы входа в атмосферу, которые предполагались равными  $7^\circ$ ,  $12^\circ$  и  $25^\circ$ . Параметры пролетной траектории у Венеры зависят от относительной скорости КА в момент пролета и радиуса перицентра пролетной гиперболы. Проведенные расчеты показали, что при применении предлагаемого подхода для посадки становится доступной вся поверхность Венеры (см. рис. 8–11), за исключением двух областей с угловым размером приблизительно  $15\dots 50^\circ$ . Такие области недоступности появляются из-за выбранного угла входа в атмосферу, поскольку, согласно (9), угловой радиус окружности посадки составит  $\sim 40\dots 75^\circ$ . Для устранения этого ограничения рассмотрен метод, заключающийся в сдвиге на  $\pm 5$  сут даты гравитационного маневра у Венеры в целях обеспечения сдвига окружности на поверхности Венеры на  $\pm 15^\circ$  (см. рис. 11). Результат расче-



та для угла входа, равного  $25^\circ$ , показал, что при сдвиге дат пролета Венеры удается добиться обеспечения доступа к любой точке посадки на поверхности Венеры. В случае когда недоступной областью посадки является не ограниченная окружностью область, как показано на рис. 11, а например, приведенная на рис. 12 для случая, когда условие (6) не выполняется, удается также показать применимость описанного метода устранения недоступных для посадки областей. Варьируя дату пролета Венеры, можно и в этом случае достичь любой точки на поверхности Венеры. Таким образом, можно утверждать, что предлагаемый метод позволяет обеспечить доступ практически к любой точке на поверхности Венеры в пределах рассматриваемого интервала дат.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Засова Л.В. Исследование Венеры космическими миссиями: от «Венеры-4» к «Венере-Д». К 80-летию со дня рождения академика М.Я. Марова. *Механика, управление и информатика*, 2015, т. 7, № 3, с. 102–116.
- [2] Засова Л.В. Из истории миссии «Венера-экспресс». *Механика, управление и информатика*, 2014, т. 6, № 4, с. 186–187.
- [3] Neugebauer M., Snyder C.W. Mariner 2 observations of the solar wind: 1. Average properties. *J. Geophys. Res.*, 1966, vol. 71, no. 19, pp. 4469–4484.  
DOI: <https://doi.org/10.1029/JZ071i019p04469>
- [4] Титов Д.В., Закутняя О.В. «Венера-экспресс»: основные итоги первого этапа миссии. *Земля и Вселенная*, 2009, № 6, с. 26–40.
- [5] Zasova L.V., Gorinov D.A., Eismont N.A., et al. Venera-D: a design of an automatic space station for Venus exploration. *Sol. Syst. Res.*, 2019, vol. 53, no. 7, pp. 506–510.  
DOI: <https://doi.org/10.1134/S0038094619070244>
- [6] Эйсмонт Н.А., Засова Л.В., Симонов А.В. и др. Сценарий и траектория миссии «Венера-Д». *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2018, № 4, с. 11–18.
- [7] Kovalenko I.D., Eismont N.A., Limaye S.S., et al. Micro-spacecraft in Sun-Venus Lagrange point orbit for the Venera-D mission. *Adv. Sp. Res.*, 2020, vol. 66, no. 1, pp. 21–28.  
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.10.027>
- [8] Эйсмонт Н.А., Корянов В.В., Федяев К.С. и др. Возможность расширения достижимых областей посадки в рамках проекта «Венера-Д» путем выбора окон старта. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, № 4.  
DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-4-1975>
- [9] Eismont N.A., Koryanov V.V., Fedyaev K.S., et al. On the possibility of expanding the landing areas within the Venera-D project by selecting launch Windows. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 110012. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0037426>

- [10] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П. и др. Баллистическое проектирование полетов к Венере в эпоху 2021–2028 гг. Области достижимости при посадке. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2018, № 76.  
DOI: <http://doi.org/10.20948/prepr-2018-76>
- [11] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В. и др. Синтез последовательности гравитационных маневров КА для достижения орбит с высоким наклоном к эклиптике. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2016, № 43.  
DOI: <https://doi.org/10.20948/prepr-2016-43>
- [12] Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В. и др. Полеты в системе Юпитера с использованием гравитационных маневров около галилеевых спутников. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2013, № 72.
- [13] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В. и др. Методика формирования больших наклонов орбиты КА с использованием гравитационных маневров. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2015, № 64.
- [14] Strange N., Russell R., Buffington B. Mapping the V-infinity globe. *Adv. Astronaut. Sc.*, 2008, vol. 129, art. AAS 07-277.
- [15] Uphoff C., Roberts P.H., Friedman L.D. Orbit design concepts for Jupiter orbiter missions. *J. Spacecr. Rockets*, 1976, vol. 13, no. 6, pp. 348–355.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/3.57096>
- [16] Prado A.F.B.A. A study of the effects of the forces in the ballistic capture by the major primary. *Adv. Space Res.*, 2007, vol. 40, no. 1, pp. 96–101.  
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2007.03.037>
- [17] Суханов А.А. Универсальное решение задачи Ламберта. *Космические исследования*, 1988, т. 26, № 4, с. 483–491.
- [18] Тучин А.Г., ред. Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы. Химки, НПО Лавочкина, 2018.
- [19] Hintz G.R. Fundamentals of astrodynamics. In: *Orbital mechanics and astrodynamics*. New York, Springer, 2015, pp. 1–21.
- [20] Battin R.H. An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics. Washington, AIAA, 1999.
- [21] Мишин В.П., ред. Механика космического полета. М., Машиностроение, 1989.
- [22] Petropoulos B. Physical parameters of the atmosphere of Venus. *Earth Moon Planet.*, 1988, vol. 42, no. 1, pp. 29–40. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00118037>
- [23] Эйсмонт Н.А., Назиров Р.Р., Федяев К.С. и др. Резонансные орбиты в задаче расширения достижимых областей посадки на поверхности Венеры. *Письма в Астрономический журнал*, 2021, т. 47, № 5, с. 352–367.  
DOI: <https://doi.org/10.31857/S0320010821050041>
- [24] 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 Astron.*, 2021, vol. 30, no. 1, pp. 103–109. DOI: <https://doi.org/10.1515/astro-2021-0013>

**Назиров Равиль Равильевич** — д-р техн. наук, профессор, заведующий отделом космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 84/32).

**Эйсмонт Натан Андреевич** — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 84/32).

**Зубко Владислав Александрович** — младший научный сотрудник отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 84/32); инженер кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Беляев Андрей Алексеевич** — младший научный сотрудник отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 84/32); инженер кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Федяев Константин Сергеевич** — канд. физ.-мат. наук, научный сотрудник отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 84/32).

**Засова Людмила Вениаминовна** — д-р физ.-мат. наук, заведующая лабораторией спектроскопии планетных атмосфер ИКИ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 84/32).

**Горинов Дмитрий Алексеевич** — научный сотрудник лаборатории спектроскопии планетных атмосфер ИКИ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 84/32).

**Симонов Александр Владимирович** — канд. техн. наук, начальник отдела АО «НПО Лавочкина» (Российская Федерация, 141402, Московская обл., г. Химки, Ленинградская ул., д. 24).

**Корянов Всеволод Владимирович** — канд. техн. наук, доцент, первый заместитель заведующего кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Назиров Р.Р., Эйсмонт Н.А., Зубко В.А. и др. Расширение возможных областей посадки на поверхности Венеры с использованием гравитационного маневра. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 2 (141), с. 20–42. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-2-20-42>

## EXPANDING POSSIBLE LANDING AREAS ON THE SURFACE OF VENUS BY USING GRAVITY ASSIST MANEUVERS

R.R. Nazirov<sup>1</sup>

N.A. Eismont<sup>1</sup>

V.A. Zubko<sup>1,2</sup>

A.A. Belyaev<sup>1,2</sup>

K.S. Fedyaev<sup>1</sup>

L.V. Zasova<sup>1</sup>

D.A. Gorinov<sup>1</sup>

A.V. Simonov<sup>3</sup>

V.V. Koryanov<sup>2</sup>

rnazirov@cosmos.ru

n.eismont@iki.rssi.ru

v.zubko@iki.rssi.ru

a.belyaev@iki.rssi.ru

ksfedyaev@gmail.com

zasova@iki.rssi.ru

dmitry\_gorinov@rssi.ru

alex.simonov@laspace.ru

vkoryanov@bmstu.ru

<sup>1</sup> Space Research Institute RAS, Moscow, Russian Federation

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

<sup>3</sup> JSC “NPO Lavochkina”, Khimki, Moscow Region, Russian Federation

---

### Abstract

In the framework of the project “Venera-D” a problem of landing the descent module in a given area of the surface of Venus is considered. With the standard approach to selection of the launch window and with limitations on the value of the re-entry angle into the atmosphere, as well as on the maximum allowable overload for lander during descent, a significant part of the planet’s surface is inaccessible for landing. The simplest way to expand the landing area could be to increase the launch window by moderate reducing the payload mass. However, the potential for such an increase is significantly limited, primarily by the required characteristic velocity cost. In this study a new approach is proposed to ensure landing of the descent module at any point on the surface of Venus. The basis of the proposed approach is the use of the gravitational field of the planet to transfer the spacecraft to the heliocentric orbit, resonant at a ratio of 1:1 with the orbit of Venus, and the subsequent return to its original position in one Venusian year, when another part of the surface will be available for landing. In the presented paper it is shown that application of new approach allows to provide radical expansion of achievable landing areas, and also to provide access to any point on the surface of Venus due to increase of duration of flight and small increase of characteristic velocity costs

### Keywords

*Automatic interplanetary station “Venera-D”, lander, landing area, gravity assist maneuver, resonant orbit, Venus*

Received 17.05.2021

Accepted 31.01.2022

© Author(s), 2022

## REFERENCES

- [1] Zasova L.V. Venus investigations by space missions: from Venera-4 to Venera-D. On the 80th anniversary of the birth of M.Ya. Marov. *Mekhanika, upravlenie i informatika* [Mechanics, Control and Informatics], 2015, vol. 7, no. 3, pp. 102–116 (in Russ.).
- [2] Zasova L.V. From history of Venus-express mission. *Mekhanika, upravlenie i informatika* [Mechanics, Control and Informatics], 2014, vol. 6, no. 4, pp. 186–187 (in Russ.).
- [3] Neugebauer M., Snyder C.W. Mariner 2 observations of the solar wind: 1. Average properties. *J. Geophys. Res.*, 1966, vol. 71, no. 19, pp. 4469–4484. DOI: <https://doi.org/10.1029/JZ071i019p04469>
- [4] Titov D.V., Zakutnyaya O.V. Venus-express: main results of the mission first stage. *Zemlya i Vseennaya*, 2009, no. 6, pp. 26–40 (in Russ.).
- [5] Zasova L.V., Gorinov D.A., Eismont N.A., et al. Venera-D: a design of an automatic space station for Venus exploration. *Sol. Syst. Res.*, 2019, vol. 53, no. 7, pp. 506–510. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0038094619070244>
- [6] Eismont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., et al. Venera-D mission scenario and trajectory. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2018, no. 4, pp. 11–18 (in Russ.).
- [7] Kovalenko I.D., Eismont N.A., Limaye S.S., et al. Micro-spacecraft in Sun-Venus Lagrange point orbit for the Venera-D mission. *Adv. Sp. Res.*, 2020, vol. 66, no. 1, pp. 21–28. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.10.027>
- [8] Eismont N.A., Koryanov V.V., Fedyaev K.S., et al. Extension of the spacecraft launch windows to determinate accessible areas on the Venus surface in the frame of the Venera-D project. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2020, no. 4 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-4-1975>
- [9] Eismont N.A., Koryanov V.V., Fedyaev K.S., et al. On the possibility of expanding the landing areas within the Venera-D project by selecting launch windows. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 110012. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0037426>
- [10] Golubev Yu.F., Grushevskiy A.V., Kiseleva I.P., et al. Mission design for Venusian projects of the 2021–2028 years epoch. Launch windows. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha* [Keldysh Institute Preprints], 2018, no. 76 (in Russ.). DOI: <http://doi.org/10.20948/prepr-2018-76>
- [11] Golubev Yu.F., Grushevskiy A.V., Koryanov V.V., et al. The synthesis of gravity assist maneuvers sequence of the spacecraft to achieve high inclined orbits over ecliptic. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha* [Keldysh Institute Preprints], 2016, no. 43 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.20948/prepr-2016-43>
- [12] Borovin G.K., Golubev Yu.F., Grushevskiy A.V., et al. Flights in the Jupiter system using gravity assists near Galilean satellites. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha* [Keldysh Institute Preprints], 2013, no. 72 (in Russ.).
- [13] Golubev Yu.F., Grushevskiy A.V., Koryanov V.V., et al. To the high inclined orbit formation with use of gravity assists maneuvers. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha* [Keldysh Institute Preprints], 2015, no. 64 (in Russ.).

- [14] Strange N., Russell R., Buffington B. Mapping the V-infinity globe. *Adv. Astronaut. Sc.*, 2008, vol. 129, art. AAS 07-277.
- [15] Uphoff C., Roberts P.H., Friedman L.D. Orbit design concepts for Jupiter orbiter missions. *J. Spacecr. Rockets*, 1976, vol. 13, no. 6, pp. 348–355.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/3.57096>
- [16] Prado A.F.B.A. A study of the effects of the forces in the ballistic capture by the major primary. *Adv. Space Res.*, 2007, vol. 40, no. 1, pp. 96–101.  
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2007.03.037>
- [17] Sukhanov A.A. Universal solution of Lambert problem. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1988, vol. 26, no. 4, pp. 483–491 (in Russ.).
- [18] Tuchin A.G., ed. Ballistiko-navigatsionnoe obespechenie poletov avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov k telam Solnechnoy sistemy [Ballistic-navigation flight maintenance of automatic spacecraft to Solar system bodies]. Khimki, NPO Lavochkina Publ., 2018.
- [19] Hintz G.R. Fundamentals of astrodynamics. In: *Orbital mechanics and astrodynamics*. New York, Springer, 2015, pp. 1–21.
- [20] Battin R.H. An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics. Washington, AIAA, 1999.
- [21] Mishin V.P., ed. *Mekhanika kosmicheskogo poleta* [Space flight mechanics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.
- [22] Petropoulos B. Physical parameters of the atmosphere of Venus. *Earth Moon Planet.*, 1988, vol. 42, no. 1, pp. 29–40. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF00118037>
- [23] Eismont N.A., Nazirov R.R., Fedyaev K.S., et al. Resonant orbits in the problem of expanding the reachable landing areas on the surface of Venus. *Astron. Lett.*, 2021, vol. 47, no. 5, pp. 316–330. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1063773721050042>
- [24] 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 Astron.*, 2021, vol. 30, no. 1, pp. 103–109. DOI: <https://doi.org/10.1515/astro-2021-0013>

**Nazirov R.R.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute RAS (Profsoyuznaya ul. 84/32, Moscow, 117997 Russian Federation).

**Eismont N.A.** — Cand. Sc. (Eng.), Leading Research Fellow, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute RAS (Profsoyuznaya ul. 84/32, Moscow, 117997 Russian Federation).

**Zubko V.A.** — Research Assistant, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute RAS (Profsoyuznaya ul. 84/32, Moscow, 117997 Russian Federation); Engineer, Department of Dynamics and Flight Control of Missiles and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Belyaev A.A.** — Research Assistant, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute RAS (Profsoyuznaya ul. 84/32, Moscow, 117997 Russian Federation); Engineer, Department of Dynamics and Flight Control of Missiles and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Fedyaev K.S.** — Cand. Sc. (Phys.-Math.), Research Fellow, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute RAS (Profsoyuznaya ul. 84/32, Moscow, 117997 Russian Federation).

**Zasova L.V.** — Dr. Sc. (Phys.-Math.), Head of the Laboratory of Spectroscopy of Planetary Atmospheres, Space Research Institute RAS (Profsoyuznaya ul. 84/32, Moscow, 117997 Russian Federation).

**Gorinov D.A.** — Research Fellow, Laboratory of Spectroscopy of Planetary Atmospheres, Space Research Institute RAS (Profsoyuznaya ul. 84/32, Moscow, 117997 Russian Federation).

**Simonov A.V.** — Cand. Sc. (Eng.), Head of Department, JSC “NPO Lavochkina” (Leningradskaya ul. 24, Khimki, Moscow Region, 141402 Russian Federation).

**Koryanov V.V.** — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, First Deputy Head of Department of Dynamics and Flight Control of Missiles and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Nazirov R.R., Eismont N.A., Zubko V.A., et al. Expanding possible landing areas on the surface of Venus by using gravity assist maneuvers. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 2 (141), pp. 20–42 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-2-20-42>