

Возможность расширения достижимых областей посадки в рамках проекта «Венера-Д» путем выбора окон старта

Н.А. Эйсмонт¹, В.В. Корянов², К.С. Федяев¹, С.А. Бобер^{1,3},
В.А. Зубко^{1,2}, А.А. Беляев^{1,2}

¹Институт космических исследований РАН, Москва, 117997, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

³МИЭМ НИУ ВШЭ, Москва, 123458, Россия

Рассмотрена проблема определения достижимых областей на поверхности Венеры и возможность их увеличения путем расширения окон старта в период с 2026 по 2031 год с учетом ограничений на массу полезной нагрузки и уровень максимальных перегрузок, действующих на спускаемый аппарат при спуске в венерианской атмосфере. В качестве исходных данных для работы использовался проект миссии «Венера-Д». Исследована возможность достижения планеты на первом и втором полувитках гелиоцентрической перелетной орбиты. Показано влияние расширения окна старта, приходящегося на 2031 г., на характер изменения достижимых областей посадки. Проведена теоретическая оценка возможных затрат массы полезной нагрузки на расширение окна старта.

Ключевые слова: область посадки, задача Ламберта, поверхность Венеры, посадка, Венера

Введение. «Венера-Д» — проект длительного исследования атмосферы и поверхности Венеры, разрабатываемый ИКИ РАН совместно с АО «НПО Лавочкина», NASA (США) и рядом других научных организаций [1]. В рамках данного проекта планируется отправить к планете перелетный космический аппарат (ПКА) в составе орбитального модуля (ОМ), спускаемого аппарата (СА) и долгоживущей станции [1–3]. Для выведения на орбиту ПКА предполагается использовать ракету-носитель тяжелого класса «Ангара-А5». Обеспечить ПКА необходимую для перелета к Венере характеристическую скорость планируется с помощью кислородно-водородного разгонного блока тяжелого класса или разгонного блока «ДМ-03» [2]. Запуск ПКА к Венере может быть осуществлен в период с 2026 по 2031 год.

При подлете к Венере происходит разделение ПКА на ОМ и СА. Последний продолжает свое движение по изначальной траектории входа в атмосферу. За счет аэродинамического торможения скорость СА в атмосфере снижается до величин, позволяющих ввести в действие парашютную систему. Район посадки СА в настоящее время не определен, его выбор зависит от наиболее приоритетных экспериментов на поверхности Венеры.

Орбитальный модуль после отделения с помощью двигателя переводится с попадающей на пролетную гиперболическую относительно Венеры траекторию. В перицентре этой гиперболической траектории ОМ получает тормозной импульс и переходит на высокоэллиптическую околосвенерианскую орбиту. Импульс производится с помощью тормозной двигательной установки (ТДУ) с удельным импульсом 320 с [1–2].

В настоящей работе показано решение задачи определения достижимых областей посадки СА на поверхности Венеры для окон старта с 2026 по 2031 год. Ограничениями служат масса полезной нагрузки и уровни допустимых максимальных перегрузок, действующих на СА при входе в атмосферу.

Достижимые области посадки СА определяются с помощью численного интегрирования дифференциальных уравнений движения ПКА в программном комплексе GMAT (General Mission Analysis Tool) [4]. Непосредственно у Венеры многообразие пролетных гиперболических траекторий СА образует поверхность вращения с направляющей в виде гиперболы и осью, совпадающей по направлению с вектором скорости на бесконечности. При этом траектории различаются между собой углом входа СА в атмосферу и определяемой этим углом максимальной перегрузкой, возникающей при движении в атмосфере. Пересечение гиперболической траектории с поверхностью Венеры представляет собой место посадки СА.

Поиск необходимых начальных параметров перелета проводится путем решения классической задачи Ламберта. Решение этой задачи осуществляется методами, излагаемыми в трудах А.А. Суханова [5] и Д. Иццо [6]. Анализ полученных решений позволяет сделать вывод о том, что расширение окон запуска относительно стандартно принимаемых величин приводит к значительному увеличению площади районов возможной посадки при умеренном снижении полезной нагрузки, что и является целью настоящей статьи.

Исходные данные. Согласно сценарию проекта «Венера-Д» [1–3], ПКА при подлете к Венере разделяется на ОМ и СА не менее чем за трое суток до прохождения перицентра гиперболической траектории. В перицентре ОМ сообщается импульс, переводящий модуль на высокоэллиптическую орбиту с периодом обращения $T = 1$ сут. Перицентр полученной орбиты находится на высоте ~ 500 км над поверхностью Венеры. Плоскости орбит СА и ОМ совпадают, что необходимо для обеспечения видимости СА с ОМ. Схема разделения ПКА и последующие траектории СА и ОМ показаны на рис. 1, где использованы следующие обозначения: $V_{1\infty}$ — скорость ПКА при входе в сферу действия Венеры, ΔV_1 — тормозной импульс в перицентре, переводящий ОМ на высокоэллиптическую околосвенериан-

скую орбиту. Посадочная траектория СА после отделения от ПКА показана на рис. 1 голубым цветом, траектория ОМ после отделения — фиолетовым.

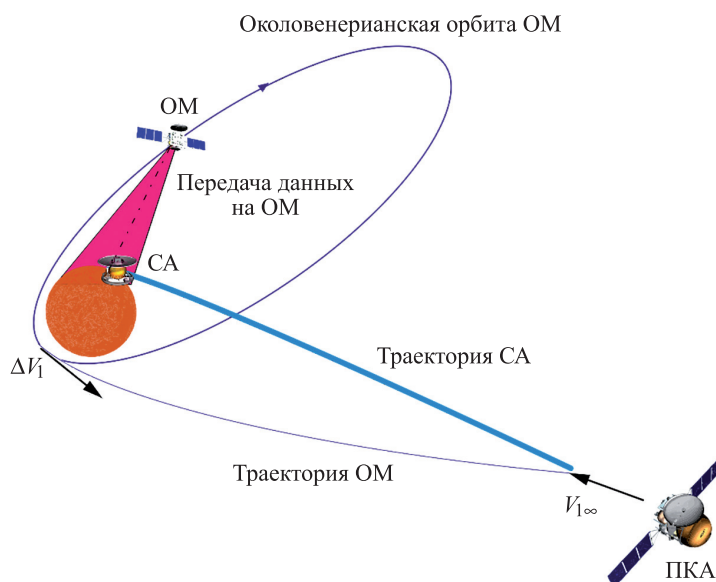


Рис. 1. Разделение перелетного космического аппарата на орбитальный модуль и спускаемый аппарат при подлете к Венере

При расчетах принимались следующие основные допущения:

- наклонение низкой околоземной опорной орбиты (НОО) и ее высота составляют $i = 51,6^\circ$ и $H = 200$ км соответственно. Остальные параметры НОО выбираются на более поздних этапах проектирования;
- интегрирование траектории СА проводится до высоты 125 км над поверхностью Венеры;
- угол входа в атмосферу принимается $\theta = -24^\circ$, что соответствует максимальной перегрузке $\sim 130g$.

Определение окон старта с Земли. Согласно сценарию проекта, старт миссии планируется в период с 2026 по 2031 год. Выбор окна старта может быть осуществлен с помощью решения задачи Ламберта, которая состоит в нахождении параметров траектории перелета КА из начальной точки, определяемой радиус-вектором r_0 , в конечную точку, определяемую радиус-вектором r_1 , за заданное время Δt (рис. 2). Графическая иллюстрация решения задачи Ламберта при расчете гелиоцентрического участка перелета ПКА от Земли к Венере приведена на рис. 2. Орбиты планет показаны соответственно зеленым и красным цветами, перелетная траектория ПКА — синим, φ — угловое расстояние между начальной и конечной точками этой траектории. В настоящей статье перелетные траектории, для которых

выполняется условие $\varphi < \pi$, названы *траекториями первого полувитка*, траектории, для которых $\varphi > \pi$, — *траекториями второго полувитка*.

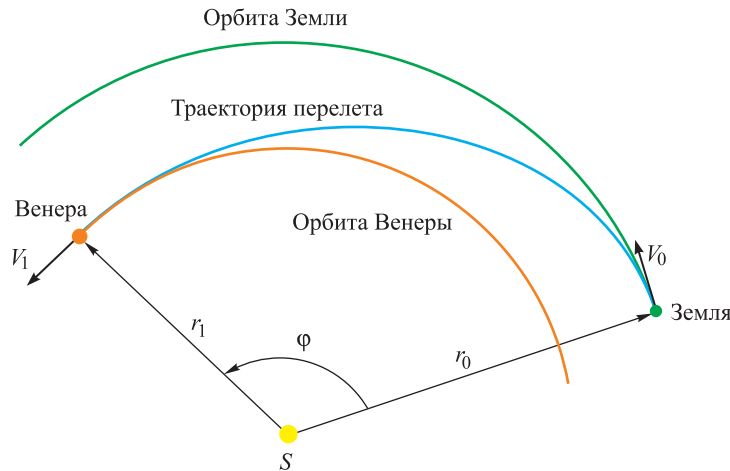


Рис. 2. Графическая иллюстрация решения задачи Ламберта

Для рассматриваемого периода дат старта (2026–2031) задача Ламберта решалась для случаев достижения Венеры на первом и на втором полувитках гелиоцентрической орбиты соответственно [5–8]. В качестве начальных условий при этом задавались радиус-векторы r_0 , r_1 и время перелета Δt .

В процессе решения задачи Ламберта определялись $V_{0\infty}$ и $V_{1\infty}$ — векторы избытка гиперболической скорости ПКА в начальной и конечной точках перелетной траектории. Затем можно рассчитать импульс ΔV_0 , необходимый для перевода ПКА с НОО на гелиоцентрическую орбиту перелета [5]:

$$\Delta V_0 = \sqrt{\frac{2\mu_E}{R_{\text{НОО}}} + V_{0\infty}^2} - \sqrt{\frac{\mu_E}{R_{\text{НОО}}}}, \quad (1)$$

где μ_E — гравитационный параметр Земли, $\mu_E = 398600,44 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$;

$R_{\text{НОО}}$ — радиус НОО, $R_{\text{НОО}} = 6571$ км.

В настоящей работе решение задачи Ламберта проводилось для периода старта ПКА с 2026 по 2042 год. Выбор такого периода обусловлен синодическим периодом Земли относительно Венеры и, соответственно, повторением углового положения планет через каждые 1,6 года и полным повторением взаимного положения Земли и Венеры в гелиоцентрической системе координат через каждые восемь лет.

Для каждой даты старта из указанного периода путем решения задачи Ламберта определялись $V_{0\infty}$ и $V_{1\infty}$, затем по формуле (1) рассчитывалась величина импульса ΔV_0 . При этом время перелета Δt для каждой даты старта варьировалось от 100 до 145 земных суток для траекторий первого полувитка и от 145 до 220 земных суток для траекторий второго полувитка. Далее из этих значений времени перелета выбиралось то, для которого величина импульса ΔV_0 , определяемая по формуле (1), для заданной даты старта была минимальной.

Графики минимальной величины импульса ΔV_0 для траекторий первого и второго полувитков в зависимости от даты старта показаны на рис. 3. График, соответствующий траекториям первого полувитка, показан синим цветом, график, соответствующий траекториям второго полувитка, — красным. Вертикальными желтыми линиями ограничен интервал дат, в котором минимальная величина импульса ΔV_0 находится в пределах технической реализуемости, т.е. в котором перелет ПКА к Венере возможен.

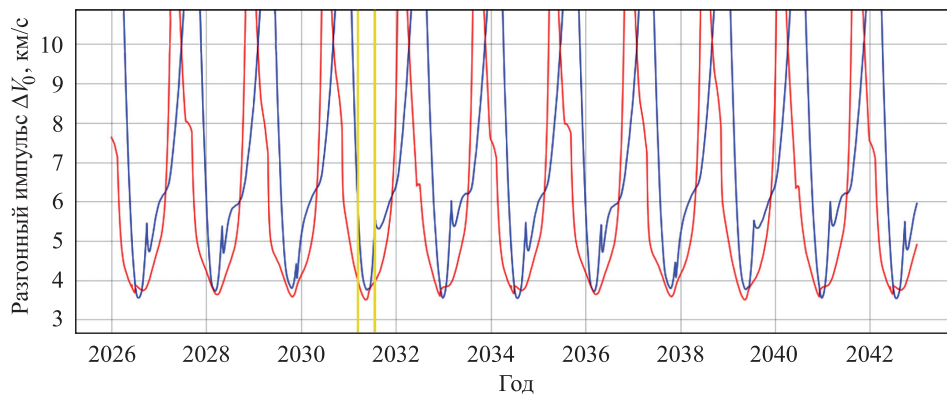


Рис. 3. Импульсы ΔV_0 для траекторий первого и второго полувитков (2026–2042 гг.)

По данным на рис. 3 видно, что минимальные значения импульса повторяются через каждые 1,6 года, при этом глобальный минимум наступает один раз в восемь лет, что можно объяснить повторением конфигурации Венеры [8–10].

Проведем более подробный анализ участка графиков на рис. 3, соответствующего интервалу дат старта 2032–2035 гг. Для данного интервала рассмотрим два варианта решения задачи Ламберта: с учетом наклона плоскости орбиты Венеры к плоскости эклиптики («пространственная задача») и без учета этого наклона («плоская задача») (рис. 4, а). Также проанализируем интервал дат старта в 2031 г. в окрестности даты старта 25.05.2031 г., соответствующей минимальному значению разгонного импульса при движении по траектории первого полувитка (рис. 4, б).

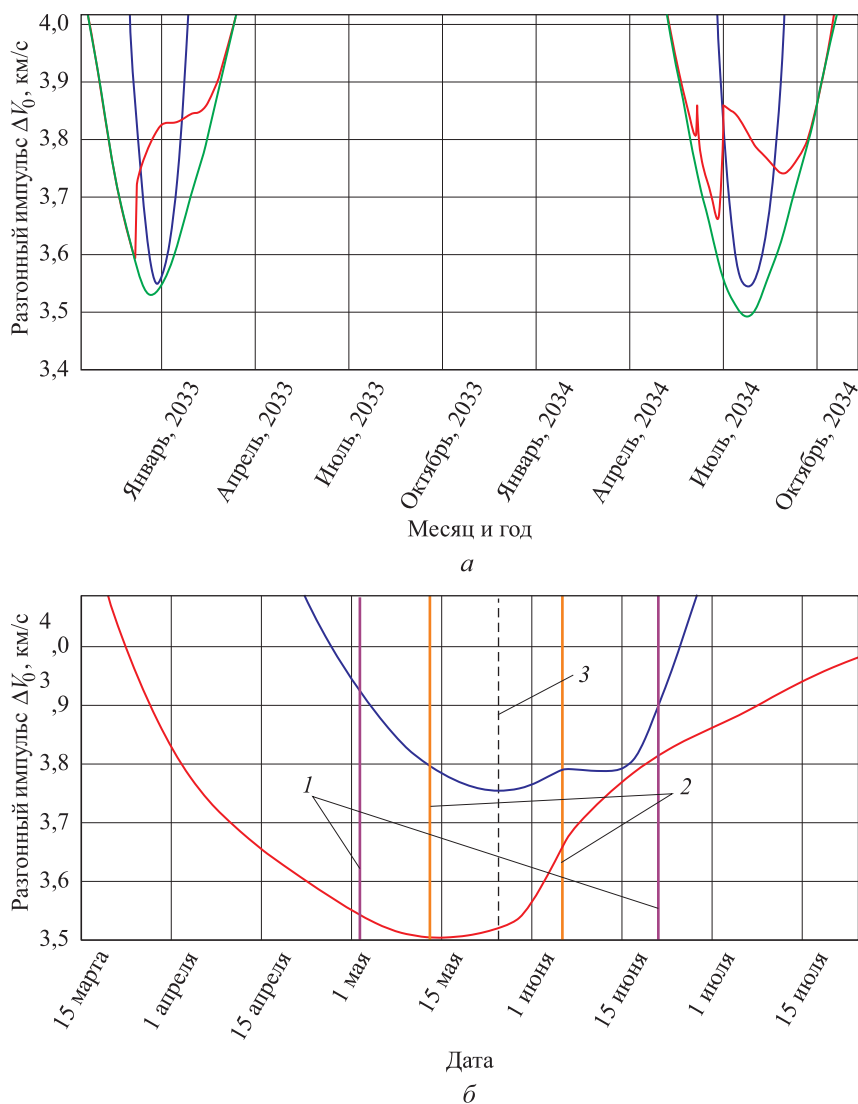


Рис. 4. Величина разгонного импульса, сообщаемого ПКК у Земли для перелета к Венере в зависимости от даты старта:

a — траектории первого и второго полувитков 2033–2034 гг.; *б* — траектории первого и второго полувитков в окрестности окна старта в 2031 г.; 1 — граница расширенного окна; 2 — граница стандартного окна; 3 — дата минимального разгонного импульса; — траектории второго полувитка для пространственной задачи Ламберта; — траектории первого полувитка; — траектории второго полувитка для плоской задачи Ламберта

Как видно из приведенных на рис. 3 и 4, *a* данных, минимальный необходимый импульс скорости для перевода аппарата на орбиту перелета к планете может быть реализован как в случае выбора варианта достижения Венеры на первом полувитке орбиты перелета, так и на втором. Таким образом, нельзя утверждать, что для всех случаев глобальный минимум можно наблюдать при выборе первого полувитка или, наоборот, второго. В то же время очевидно, что для указанных

вариантов требуется импульс больший, чем потребовался бы для «плоской задачи», когда орбиты обеих планет лежали бы в одной плоскости. Для сопоставления такой случай отображен на рис. 4, *a* — соответствующий график показан зеленым цветом. Различия для реальных случаев первого или второго полувитков могут быть в пределах 50...300 м/с, что означает необходимость проведения сравнительного анализа этих двух вариантов при выборе перелетной траектории. Авторы настоящей статьи на вопрос, возможен ли такой случай, когда оба варианта «сливаются» в один, дают положительный ответ. Примером может послужить нахождение Венеры в одном из узлов своей орбиты на эклиптике в момент прилета космического аппарата.

Традиционно в качестве окна старта принимается двухнедельный интервал в окрестности даты, соответствующей минимальной величине разгонного импульса [8]. В рассматриваемом случае, откладывая недельный интервал дат справа и слева от даты 25.05.2031 г., соответствующей минимальному импульсу, можно получить двухнедельное окно старта: 18.05.2031—03.06.2031 г. В настоящей работе предлагается расширить это окно до интервала 01.05.2031—21.06.2031 г. за счет увеличения приемлемого стартового импульса (см. рис. 4, *б*). Продолжительность такого расширенного окна составляет 51 земные сутки.

По данным на рис. 4, *б* видно, что величина разгонного импульса для траекторий второго полувитка меньше, чем для траекторий первого полувитка ($\approx 0,3$ км/с). При этом кривая минимального разгонного импульса для траекторий второго полувитка более пологая, поэтому при использовании таких траекторий окно старта тем более может быть значительно расширено. Значения необходимых разгонных импульсов для окна старта 01.05.2031—21.06.2031 г. приведены в таблице.

Величина разгонного импульса у Земли при старте

Дата		Продолжительность перелета Δt , сут	Разгонный импульс ΔV_0 , км/с
старта	прилета		
01.05.2031	06.09.2031	128	3,93
06.05.2031	08.09.2031	125	3,86
10.05.2031	10.09.2031	123	3,82
14.05.2031	12.09.2031	121	3,79
17.05.2031	14.09.2031	120	3,77
23.05.2031	18.09.2031	118	3,75
25.05.2031	19.09.2031	117	3,75
04.06.2031	08.10.2031	126	3,79
08.06.2031	15.10.2031	129	3,79
15.06.2031	22.10.2031	129	3,79
21.06.2031	25.10.2031	126	3,91

Примечание. Цветом в таблице выделена дата старта, соответствующая минимальному разгонному импульсу у Земли.

Из данных таблицы следует, что для всех дат старта внутри расширенного окна величины разгонного импульса находятся в пределах технически реализуемых значений. При этом продолжительность перелета к Венере варьируется в пределах от 117 до 129 земных суток.

Достижимая область посадки СА на поверхности Венеры для двухнедельного и расширенного окон старта. Для различных дат из двухнедельного окна старта (18.05.2031–03.06.2031) при фиксированной продолжительности перелета и заданной величине угла входа в атмосферу были построены следующие достижимые области на поверхности Венеры, показанные точками на рис. 5, а. Каждой дате

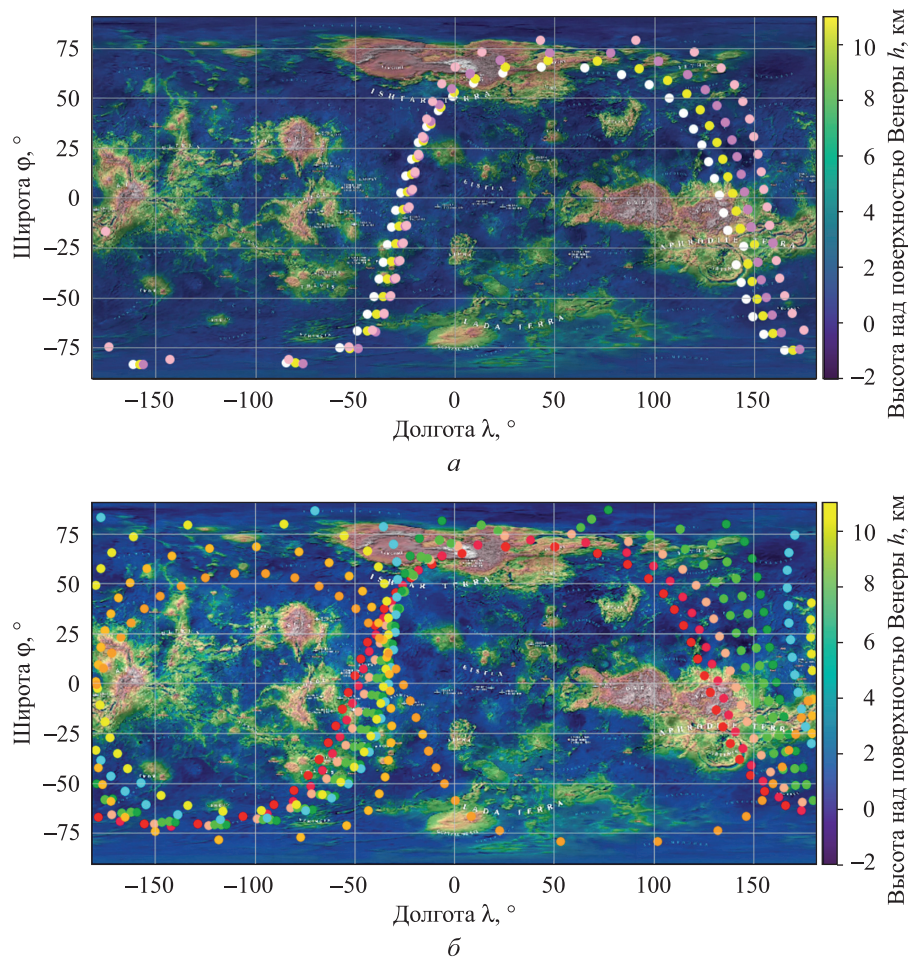


Рис. 5. Возможные районы посадки СА на поверхность Венеры ($\theta = -24^\circ$):

a — даты старта 18.05.2031–03.06.2031 г., дата прилета и разгонный импульс: \circ — 10.09.2031, $\Delta V = 3,78$ км/с, \bullet — 12.09.2031, $\Delta V = 3,76$ км/с, \circ — 14.09.2031, $\Delta V = 3,75$ км/с, \bullet — 18.09.2031, $\Delta V = 3,76$ км/с; *б* — даты старта 01.05.2031–21.06.2031 г., дата прилета и разгонный импульс: \bullet — 06.09.2031, $\Delta V = 3,92$ км/с, \bullet — 08.09.2031, $\Delta V = 3,81$ км/с, \bullet — 10.09.2031, $\Delta V = 3,78$ км/с, \bullet — 12.09.2031, $\Delta V = 3,76$ км/с, \bullet — 14.09.2031, $\Delta V = 3,75$ км/с, \bullet — 18.09.2031, $\Delta V = 3,76$ км/с, \bullet — 08.10.2031, $\Delta V = 3,78$ км/с, \bullet — 15.10.2031, $\Delta V = 3,79$ км/с, \bullet — 22.10.2031, $\Delta V = 3,85$ км/с, \bullet — 25.10.2031, $\Delta V = 3,92$ км/с

старта на рисунке соответствуют точки одного цвета, представляющие собой центры возможных областей входа СА в нижние слои атмосферы Венеры.

Для окна старта 18.05.2031–03.06.2031 г. суммарная достижимая область посадки СА на поверхность Венеры ограничивается кривыми, соединяющими точки одинакового цвета. Хорошо видно, что в данном случае суммарная достижимая область представляет собой достаточно узкую полосу на поверхности планеты (см. рис. 5, а).

На рис. 5, б показаны возможные районы входа СА в нижние слои атмосферы Венеры для нескольких дат из расширенного окна старта 01.05.2031–21.06.2031 г. (продолжительность окна — 51 земные сутки).

Суммарная достижимая область посадки СА на поверхность Венеры для расширенного окна старта показана на рис. 6.

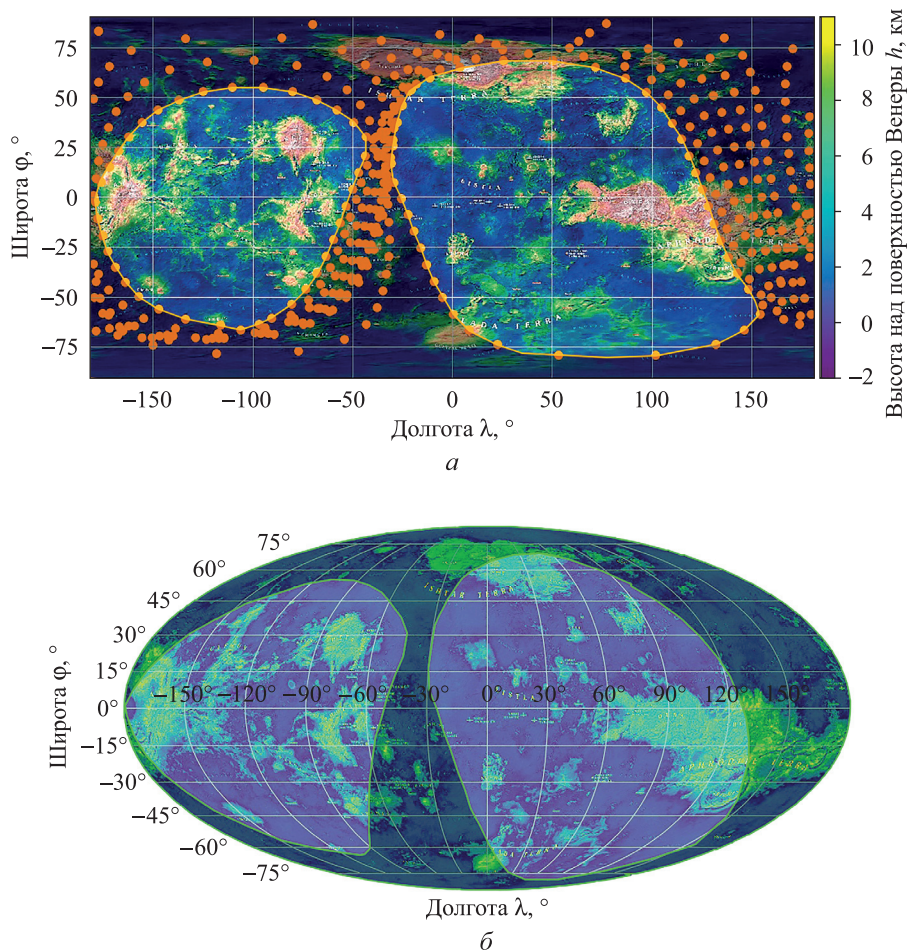


Рис. 6. Суммарная достижимая область посадки СА на поверхность Венеры (окна старта 01.05.2031–21.06.2031 г. при $\theta = -24^\circ$; суммарная достижимая область посадки выделена темным цветом):
а — карта поверхности Венеры; б — проекция Мольвейде

Согласно данным на рис. 6, суммарная достижимая область посадки СА вследствие расширения окна старта на 30 земных суток существенно увеличивается, но при этом достаточно большие области в районе экватора по-прежнему остаются недостижимыми. Отображение суммарной достижимой области посадки на равновеликой проекции Мольвейде, показанное на рис. 6, б, позволяет оценить общую площадь поверхности Венеры, охватываемую достижимой областью.

Оценка дополнительных топливных затрат в связи с расширением окна старта. Подобную оценку удобно проводить, используя коэффициент массы полезной нагрузки и формулу Циолковского [10]:

$$\Delta V = -u \ln \left(\frac{m_k}{m_0} \right), \quad (2)$$

где ΔV — величина сообщаемого разгонного импульса; u — скорость истечения газов из сопла ракетного двигателя, км/с; m_k — конечная масса ПКА, кг; m_0 — начальная масса ПКА, кг.

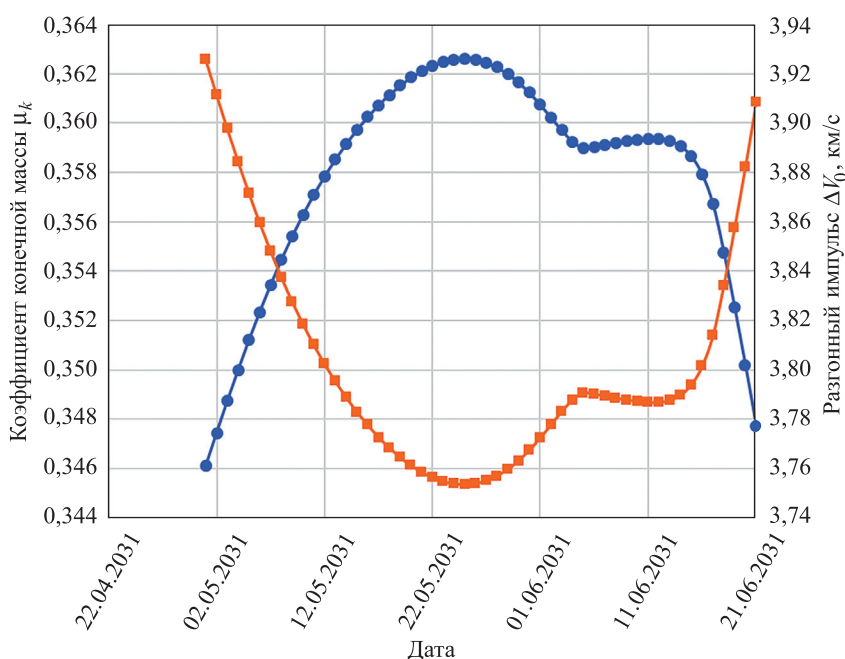


Рис. 7. Зависимость коэффициента массы полезной нагрузки μ_k и разгонного импульса ΔV от даты старта:

— коэффициент массы полезной нагрузки; — сообщаемый разгонный импульс

Используя (2), можно выразить коэффициент массы полезной нагрузки μ_k через соотношение значений величин разгонного импульса и скорости истечения топлива:

$$\mu_k = \frac{m_k}{m_0} = e^{-\frac{\Delta V}{u}}. \quad (3)$$

Далее с помощью (3), принимая $u \approx 3,7$ км/с, проводится расчет коэффициента массы полезной нагрузки μ_k на период окна старта 01.05.2031–21.06.2031 г. Результат расчета показан на рис. 7.

Из приведенной на рис. 7 графической зависимости коэффициента массы полезной нагрузки μ_k от даты старта видно, что его максимальная величина $\mu_{k \max}$ достигается 25.05.2031 г., минимальная $\mu_{k \min}$ — 01.05.2031 г. Разность этих значений составляет пределы изменения коэффициента μ_k в данный период:

$$\Delta\mu = \mu_{k \max} - \mu_{k \min} \approx 0,016.$$

Видно, что изменение $\Delta\mu$ в рассматриваемый период весьма незначительно и кривая зависимости μ_k от даты старта является гладкой. Это свидетельствует о возможности существенного расширения окна старта (и, соответственно, суммарной достижимой области на поверхности Венеры) за счет умеренного снижения массы полезной нагрузки.

Заключение. В результате выполнения работы:

- определены возможные окна старта для перелета Земля — Венера на период 2026–2042 гг. (см. рис. 3);
- для окон старта 18.05.2031–03.06.2031 г. и 01.05.2031–21.06.2031 г. рассчитаны разгонные импульсы, необходимые для перелета Земля — Венера (см. рис. 3, 4, б);
- построены достижимые области посадки СА на поверхность Венеры для двухнедельного и расширенного окон старта (см. рис. 5, 6).

По результатам, полученным при выполнении работы, могут быть сделаны следующие выводы.

1. Согласно данным графической зависимости разгонного импульса от даты старта (см. рис. 3), в некоторых точках импульс для достижения Венеры на первом полувитке оказывается меньшим, чем на втором.

2. Расширение двухнедельного окна старта до 51 суток существенно увеличивает достижимую область посадки: более чем на 20° по долготе λ и более чем на 30° по широте φ . При этом дополнительные затраты разгонного импульса у Земли составляют приблизительно 150 м/с (см. рис. 6).

3. Оценка дополнительных топливных затрат в связи с расширением окна старта показывает, что его расширение с 14 до 51 сут приводит к незначительному уменьшению коэффициента массы полезной нагрузки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Официальный сайт проекта «ВЕНЕРА-Д»*. URL: <http://www.venera-d.cosmos.ru/index.php?id=658&L=2> (дата обращения 12.12.2019).
- [2] Venera-D: Expanding our Horizon of Terrestrial Planet Climate and Geology through the Comprehensive Exploration of Venus. *Report of the Venera-D Joint Science Definition Team*. URL: <http://www.iki.rssi.ru/events/2019/Venera-DPhaseIIFinalReport.pdf> (дата обращения 14.01.2020)
- [3] Эйсмонт Н.А., Засова Л.В., Симонов А.В., Коваленко И.Д., Горинов Д.А., Аббакумов А.С., Бобер С.А. Сценарий и траектория миссии «ВЕНЕРА-Д». *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2018, № 4, с. 11–18.
- [4] *General Mission Analysis Tool (GMAT): User Guide*. The GMAT Development Team, 2013. R2013a. URL: <http://gmat.sourceforge.net/docs/R2013a/html/index.html> (дата обращения 28.12.2019).
- [5] Суханов А.А. *Астродинамика*. Москва, ИКИ РАН, 2010, 203 с. (Сер. Механика, управление, информатика).
- [6] Izzo D. Revisiting Lambert's Problem. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2015, vol. 121, pp. 1–15. DOI: 10.1007/s10569-014-9587-y
- [7] Корянов В.В., Казаковцев В.П. *Основы теории космического полета*. Ч. 2. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 60 с.
- [8] Shaub H., Junkins J.L., eds. *Analytical Mechanics of Space Systems*. AIAA Education Series, Reston, VA, 2003, p. 712. DOI: 10.2514/4.861550
- [9] Florensky K.P., Ronca L.B., Basilevsky A.T., Burba G.A., Nikolaeva O.V., Proinin A.A., Trakhtman A.M., Volkov V.P., Zazetsky V.V. The surface of Venus as revealed by Soviet Venera 9 and 10. *Geol. Soc. Am. Bull.*, 1977, vol. 88, pp. 1537–1545.
- [10] Тарасов Е.В. *Космонавтика. Механика полета и баллистическое проектирование КЛА*. Москва, Машиностроение, 1977, 216 с.

Статья поступила в редакцию 12.03.2020.

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Эйсмонт Н.А., Корянов В.В., Федяев К.С., Бобер С.А., Зубко В.А., Беляев А.А. Возможность расширения достижимых областей посадки в рамках проекта «Венера-Д» путем выбора окон старта. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 4. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-4-1975>

Эйсмонт Натан Андреевич — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник Института космических исследований (ИКИ РАН). e-mail: neismont@iki.rssi.ru

Корянов Всеволод Владимирович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Федяев Константин Сергеевич — канд. физ.-мат. наук, ведущий математик отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН. e-mail: fedyayev@cosmos.ru

Бобер Станислав Алексеевич — старший преподаватель департамента прикладной математики МИЭМ НИУ ВШЭ им. А.Н. Тихонова; программист отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН. e-mail: sbober@hse.ru

Зубко Владислав Александрович — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана; старший лаборант отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН. e-mail: zubkova@student.bmstu.ru

Беляев Андрей Алексеевич — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана; старший лаборант отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН. e-mail: don.beliae2012@yandex.ru

Extension of the spacecraft launch windows to determinate accessible areas on the Venus surface in the frame of the Venera-D project

N.A. Eismont¹, V.V. Koryanov², K.S Fedyaev¹, S.A. Bober^{1,3},
V.A. Zubko^{1,2}, A.A. Belyaev^{1,2}

¹Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences,
Moscow, 117997, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia,

³HSE Tikhonov Moscow Institute of Electronics and Mathematics (MIEM HSE),
Moscow, 123458, Russia

The paper considers the problem of finding accessible areas on the Venus surface and the prospect of their increasing by extension of launch windows during the period from 2026 to 2031; taking into account the restrictions on the payload weight and the maximum overload level affecting the lander during the descent in the Venus atmosphere. The project of the Venera-D mission is used as the initial data for the work. The possibility of reaching the planet on the first and second half-turns of the heliocentric transfer orbit is analyzed. As an example, the effect of the launch window expansion for 2031 on the nature of changes in the accessible landing areas is considered. Possible payload weight expenses for launch window expansion are estimated. The launch windows are selected by solving the Lambert problem, where the transit spacecraft momentum near the Earth for the flight to Venus along the first and second half-orbit paths at the period from 2026 to 2042 is calculated. The accessible landing area is shown when increasing the launch windows initially adopted for 2031. The estimation of payload weight expenses for increasing the launch windows is performed.

Keywords: landing areas, Venus, Venus surface, landing, Lambert problem

REFERENCES

- [1] *Oficialnyy sayt proekta "VENERA-D"* [Official website of the VENUS-D project]. Available at: <http://www.venera-d.cosmos.ru/index.php?id=658&L=2> (accessed December 12, 2019).
- [2] Venera-D: Expanding our Horizon of Terrestrial Planet Climate and Geology through the Comprehensive Exploration of Venus. *Report of the Venera-D Joint Science Definition Team*. Available at: <http://www.iki.rssi.ru/events/2019/Venera-DPhaseIIFinalReport.pdf> (accessed January 14, 2020).
- [3] Eysmont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., Kovalenko I.D., Gorinov D.A., Abbakumov A.S., Bober S.A. *Vestnik AO «NPO imeni S.A. Lavochkina» — Space Journal of "Lavochkin Association"*, 2018, no. 4, pp. 11–18.
- [4] *General Mission Analysis Tool (GMAT): User Guide. The GMAT Development Team*, 2013. R2013a. Available at: <http://gmat.sourceforge.net/docs/R2013a/html/index.html> (accessed December 28, 2019).
- [5] Sukhanov A.A. *Astrodinamika (seriya «Mekhanika, upravlenie, informatika»)* [Astrodynamics (series "Mechanics, control, computer science")]. Moscow, Institut kosmicheskikh issledovaniy RAN Publ., 2010, 203 p.
- [6] Izzo D. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2015, vol. 121, pp. 1–15. DOI: 10.1007/s10569-014-9587-y

- [7] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P. *Osnovy teorii kosmicheskogo poleta*. Chast 2 [Basics of space flight theory. Part 2]. Moscow, BMSTU Publ., 2014, 60 p.
- [8] Shaub H., Junkins J.L., eds. *Analytical Mechanics of Space Systems*. AIAA Education Series, Reston, VA, 2003.
- [9] Florensky K.P., Ronca L.B., Basilevsky A.T., Burba G.A., Nikolaeva O.V., Proinin A.A., Trakhtman A.M., Volkov V.P., Zazetsky V.V. *Geological Society of America Bulletin*, 1977, vol. 88, pp. 1537–1545.
- [10] Tarasov E.V. *Kosmonavtika (mekhanika poleta i ballisticheskoe proektirovanie KLA)* [Cosmonautics (mechanics of flight and ballistic design of the SPACECRAFT)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 216 p.

Eismont N.A., Cand. Sc. (Eng.), Leading Researcher, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences.

Koryanov V.V., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: vkoryanov@bmstu.ru

Fedyaev K.S., Cand. Sc. (Phys.-Math.), Leading Mathematician, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences. e-mail: fedyaev@cosmos.ru

Bober S.A., Senior Lecturer, Department of Applied Mathematics, HSE Tikhonov Moscow Institute of Electronics and Mathematic, programmer, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences.
e-mail: sbober@hse.ru; stas.bober@gmail.com, <https://www.hse.ru/staff/botas>

Zubko V.A., student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University; senior laboratory assistant, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences.
e-mail: zubkova@student.bmstu.ru

Belyaev A.A., student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University; senior laboratory assistant, Department of Space Dynamics and Mathematical Information Processing, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences.
e-mail: don.beliae2012@yandex.ru