

## Расчет периодов просвечивания венерианской атмосферы радиосигналом между двумя космическими аппаратами в задаче изучения ее состава

© К.С. Федяев<sup>1</sup>, В.В. Корянов<sup>2</sup>, С.А. Бобер<sup>1,3</sup>,  
В.А. Зубко<sup>1,2</sup>, А.А. Беляев<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Институт космических исследований РАН, Москва, 117997, Россия

<sup>2</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

<sup>3</sup> Московский институт электроники и математики им. А.Н. Тихонова  
Национального исследовательского университета Высшая школа экономики,  
Москва, 123458, Россия

*Выполнен расчет периодов просвечивания атмосферы Венеры радиосигналом, проходящим между орбитальным аппаратом, который располагается на околовенерианской орбите, и малым космическим аппаратом, который размещается на ограниченной орбите в окрестности коллинеарной точки либрации системы Солнце — Венера. Данная задача возникает в рамках проекта по изучению атмосферы Венеры. Рассмотрена возможность перелета данных космических аппаратов на соответствующие орбиты при различных начальных условиях. Проведен расчет необходимых импульсов для перехода на заданные орбиты при выбранном начальном векторе состояния. Проанализированы продолжительность и число периодов просвечивания в зависимости от размещения одного из космических аппаратов на ограниченной орбите в окрестности точки либрации  $L_1$  или  $L_2$  системы Солнце — Венера. Исследовано влияние формы околовенерианской орбиты орбитального аппарата на характер и продолжительность периодов просвечивания атмосферы Венеры. Исходя из полученных результатов, сделан вывод о том, что размещение малого космического аппарата на ограниченной орбите в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера является более выгодным, чем в окрестности точки либрации  $L_2$  как с точки зрения продолжительности и числа периодов просвечивания, так и с точки зрения необходимых энергетических затрат.*

**Ключевые слова:** период просвечивания, точки либрации, атмосфера Венеры, ограниченная орбита

**Введение.** Размещение космических аппаратов (КА) на орбитах в окрестностях точек либрации систем из двух массивных тел представляет особый научный интерес. Это обусловлено тем, что поддержание ограниченной орбиты КА вокруг точки либрации может осуществляться в течение длительного времени при незначительных энергетических затратах [1–6]. Таким образом, обеспечивается возможность долговременного пребывания КА в ограниченной области пространства, что является необходимым условием для осуществления целого ряда миссий по изучению космических объектов и космического пространства.

Примером задачи, решаемой при размещении КА на ограниченной орбите в окрестности точки либрации, является задача исследования атмосферы Венеры. Такая задача рассматривается в рамках проекта «ВЕНЕРА-Д», разрабатываемого в АО «НПО Лавочкина» совместно с ИКИ РАН [1, 7]. Согласно этому проекту, к Венере планируется отправить блок космических аппаратов в составе орбитального аппарата (ОА), спускаемого аппарата (СА), субспутника и долгоживущей станции. В расширенной версии проекта в состав блока входит также малый КА (МКА), который планируется разместить на ограниченной орбите в окрестности коллинеарной точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера. Один из возможных этапов проекта предполагает исследование состава венерианской атмосферы с помощью радиосигнала между ОА и МКА в периоды времени, когда этот сигнал проходит через атмосферу, просвечивая ее (далее — периоды просвечивания). Расчеты таких периодов и посвящена настоящая работа.

Для решения поставленной задачи по известным начальным данным вычислялись параметры ограниченной орбиты МКА в окрестности точки либрации, а также околосолнечной орбиты ОА. Затем был проведен расчет периодов просвечивания венерианской атмосферы, а также выполнен анализ зависимости числа и продолжительности этих периодов от параметров орбит обоих аппаратов.

**Исходные данные** для исследования выбирались в соответствии с требованиями проекта «ВЕНЕРА-Д». Были приняты следующие допущения:

- орбита ОА имеет период обращения один земные сутки;
- разделение МКА и ОА происходит в перигелии пролетной гиперболической орбиты;
- расчет периодов просвечивания начинается с момента разделения.

Кроме того, предполагалось, что СА уже отделился от основного блока (не менее чем за трое суток до подлета к перигелию пролетной орбиты) [1].

Датой прилета в перигелий гиперболической орбиты считается 05.12.2026 (что соответствует запуску с Земли 30.05.2026). Для этой даты получено многообразие пролетных гиперболических траекторий, перигелии которых образуют окружность, представляющую собой совокупность начальных векторов состояния МКА и ОА на момент их разделения. Из всех возможных начальных векторов состояния выбирается один, удовлетворяющий следующим условиям:

- наклонение  $i$  орбиты ОА близко к  $90^\circ$ ;
- имеется возможность построения ограниченной орбиты МКА в окрестности точки либрации;
- значение импульса скорости  $\Delta V$ , необходимого для выведения МКА на ограниченную орбиту, минимально.

Начальные векторы состояния задаются в экваториальной системе координат  $(\xi, \psi, \zeta)$  (рис. 1), центр которой совпадает с центром масс Венеры, ось  $\xi$  лежит в плоскости венерианского экватора и направлена на точку весеннего равноденствия, ось  $\zeta$  перпендикулярна плоскости экватора, ось  $\psi$  лежит в плоскости экватора и определяется как векторное произведение:  $[\zeta, \xi]$ .

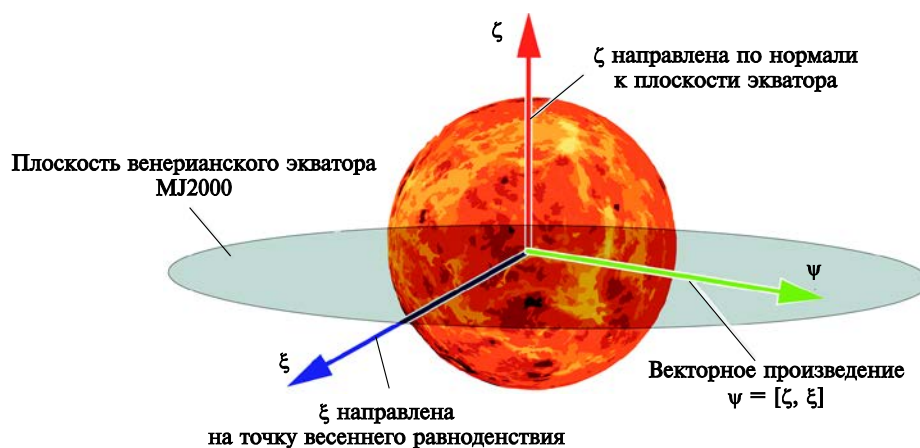
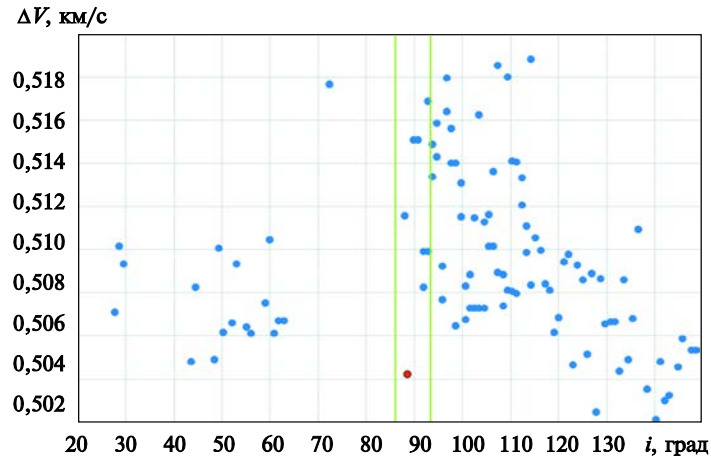


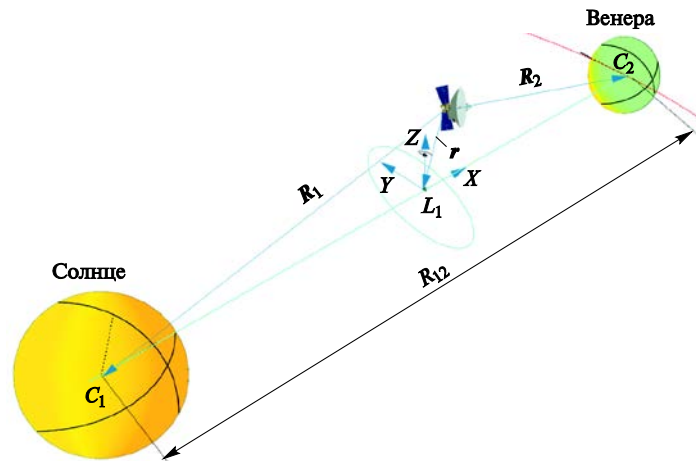
Рис. 1. Экваториальная венерианская система координат

На рис. 2 для различных начальных векторов состояния показаны соответствующие им наклонения орбиты ОА и величины импульса, выводящего МКА на ограниченную орбиту в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера. Каждая точка на рис. 2 соответствует конкретному начальному вектору состояния, при котором возможен перелет МКА на ограниченную орбиту. Вертикальными прямыми выделена область, содержащая точки, для которых наклонение орбиты ОА близко к  $90^\circ$ . Точка, для которой при этом импульс, переводящий МКА на ограниченную орбиту, минимален, выделена красным цветом. Соответствующий этой точке вектор состояния МКА был выбран в качестве начального условия для решения задачи.

**Проектирование ограниченной орбиты МКА в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера.** Рассмотрим движение МКА в гравитационном поле Солнца и Венеры. Для описания этого движения удобно пользоваться вращающейся системой координат  $(X, Y, Z)$  [2–6, 8], изображенной на рис. 3. Центр этой системы координат размещен в точке либрации, положение которой известно [7, 8]. Ось  $X$  направлена по линии, соединяющей центры масс  $C_1$  и  $C_2$  двух притягивающих тел, в сторону менее массивного тела. Ось  $Z$  перпендикулярна плоскости эклиптики, а ось  $Y$  дополняет систему до правой тройки.



**Рис. 2.** Наклонение околовенерианской орбиты ОА и значение импульса скорости, необходимого для перелета МКА на ограниченную орбиту в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера, для различных начальных векторов состояния МКА



**Рис. 3.** Схема движения МКА в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера

При таких предположениях движение центра масс МКА описывается следующей системой дифференциальных уравнений [2–6, 8]:

$$\begin{cases} \ddot{x} = x\omega_0^2 + 2\dot{y}\omega_0 + \mu_1 \frac{x_1 - x}{R_1^3} + \mu_2 \frac{x_2 - x}{R_2^3}, \\ \ddot{y} = y\omega_0^2 - 2\dot{x}\omega_0 - \mu_1 \frac{y}{R_1^3} - \mu_2 \frac{y}{R_2^3}, \\ \ddot{z} = -\mu_1 \frac{z}{R_1^3} - \mu_2 \frac{z}{R_2^3}, \end{cases} \quad (1)$$

где  $\omega_0 = \sqrt{\frac{(\mu_1 + \mu_2)}{R_{12}^2}}$  — угловая скорость вращающейся системы координат ( $R_{12}$  — радиус-вектор, соединяющий центры масс притягивающих тел);  $\mu_1$  и  $\mu_2$  — гравитационные параметры Солнца и Венеры соответственно;  $(x_1, 0, 0)$  и  $(x_2, 0, 0)$  — координаты притягивающих тел (Солнца и Венеры) во вращающейся системе координат;  $R_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + y^2 + z^2}$  —  $i$ -й радиус-вектор, соединяющий центр масс МКА и притягивающего тела ( $i = 1, 2$ ).

С введением безразмерного параметра  $\mu = \frac{\mu_2}{\mu_1 + \mu_2}$ , нормированного расстояния  $\rho_i = \frac{R_i}{R_{12}}$ ,  $i = 1, 2$ , и безразмерного времени  $\tau = \omega_0 t$  система (1) может быть преобразована к виду [3, 4]

$$\begin{cases} \ddot{x} = x + 2\dot{y} - (1-\mu)\frac{x-\mu}{\rho_1^3} - \mu\frac{x-(1-\mu)}{\rho_2^3}, \\ \ddot{y} = y - 2\dot{x} - (1-\mu)\frac{y}{\rho_1^3} - \mu\frac{y}{\rho_2^3}, \\ \ddot{z} = -(1-\mu)\frac{z}{\rho_1^3} - \mu\frac{z}{\rho_2^3}. \end{cases} \quad (2)$$

Система (2) используется для интегрирования движения МКА в окрестности точки либрации, но при этом является лишь первым приближением, поскольку учитывает влияние только двух притягивающих центров.

Для проектирования ограниченной орбиты МКА использовался метод ограничивающих плоскостей [6]. Идея, лежащая в основе этого метода, заключается в том, чтобы отыскать такие начальные условия, при которых возможно построение ограниченной орбиты в окрестности коллинеарной точки либрации. Метод реализуется путем задания двух параллельных плоскостей, расположенных на некотором удалении от точки либрации (рис. 4). Затем проводится многократное моделирование траекторий движения МКА, проходящих через ограничивающие плоскости, при изменении модуля скорости МКА с сохранением его направления. Среди смоделированных траекторий выбирается та, для которой время движения МКА между ограничивающими плоскостями максимально. Начальные условия, соответствующие выбранной траектории, сравниваются с текущим вектором состояния МКА, и выполняется расчет импульса, необходимого для перевода МКА на выбранную траекторию.

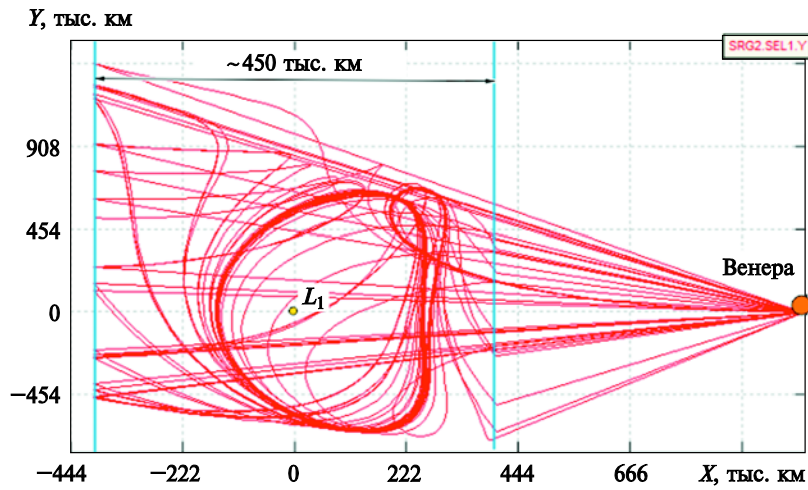


Рис. 4. Реализация метода ограничивающих плоскостей во вращающейся системе координат

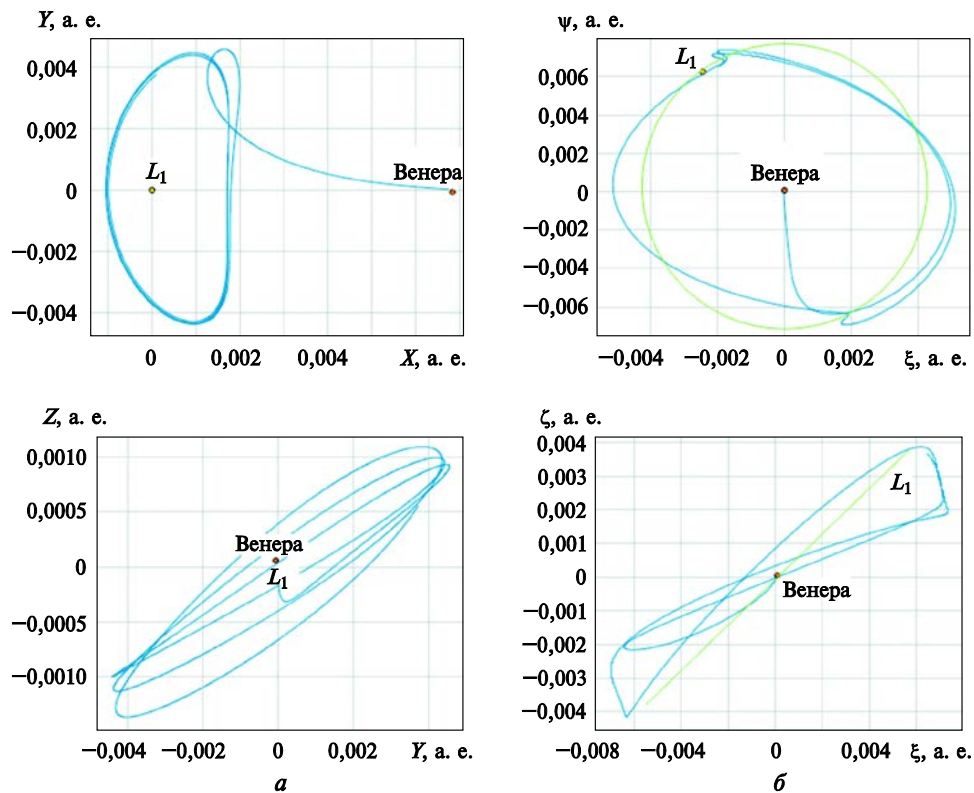


Рис. 5. Ограниченная орбита МКА в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера в проекциях на плоскость эклиптики (вверху) и перпендикулярную ей плоскость (внизу) во вращающейся (а) и венерианской экваториальной (б) системах координат

Для выполнения численных расчетов при моделировании орбиты МКА в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера использовался программный комплекс GMAT (General Mission Analysis Tool) [9]. Численное интегрирование проводилось методом Рунге — Кутты 9-го порядка.

В результате был определен тормозной импульс, необходимый для перелета МКА в окрестность точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера:  $\Delta V_1 = 0,504$  км/с. Была получена также квазипериодическая орбита МКА в окрестности данной точки либрации с периодом один венерианский год ( $\sim 255$  земных суток) (рис. 5).

**Проектирование орбиты ОА.** В момент отделения ОА от МКА в перигентре пролетной гиперболической орбиты выполняется маневр торможения, при этом импульс скорости  $\Delta V \approx 0,72$  км/с [10, 11]. В результате ОА переводится на орбиту со следующими расчетными характеристиками (рис. 6):

Радиус перигентра $r_p$ , км .....	6450
Эксцентриситет $e$ .....	0,8364
Наклонение $i$ , град .....	87,3
Долгота восходящего узла $\Omega$ , град.....	273,39
Аргумент перигентра $\omega$ , град.....	180
Драконический период $T_1$ , с.....	86 400

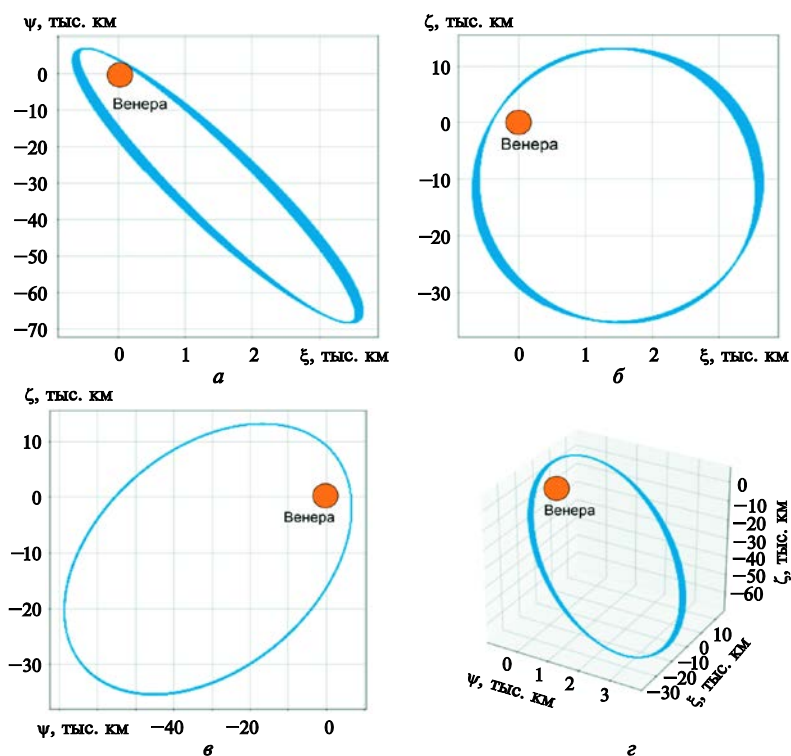


Рис. 6. Высокоэллиптическая орбита ОА в венерианской экваториальной системе координат в различных проекциях (а–в) и трехмерная модель орбиты ОА (г)

**Расчет периодов просвечивания атмосферы Венеры.** Для вычисления периодов просвечивания использовался следующий алгоритм, основанный на простейших геометрических соотношениях (рис. 7).

1. Определялось положение ОА и МКА в венерианской экваториальной системе координат.

2. Задавались радиус-векторы  $r_{LS}$ , соединяющий центры масс МКА и ОА в венерианской экваториальной системе координат;  $r_{atm}$  и  $r_{surf}$ , проведенные из центра масс МКА в точки касания соответственно границы атмосферы Венеры и поверхности Венеры в венерианской экваториальной системе координат (см. рис. 7).

3. Определялись углы  $\alpha_1$  между направлениями из центра масс МКА в центр Венеры и на поверхность Венеры,  $\alpha_2$  между направлениями из центра масс МКА в центр Венеры и на границу атмосферы Венеры, а также угол  $\alpha$  между направлениями из центра масс МКА в центр Венеры и в центр масс ОА.

4. Проверялось выполнение условия  $\alpha_1 \leq \alpha \leq \alpha_2$ .

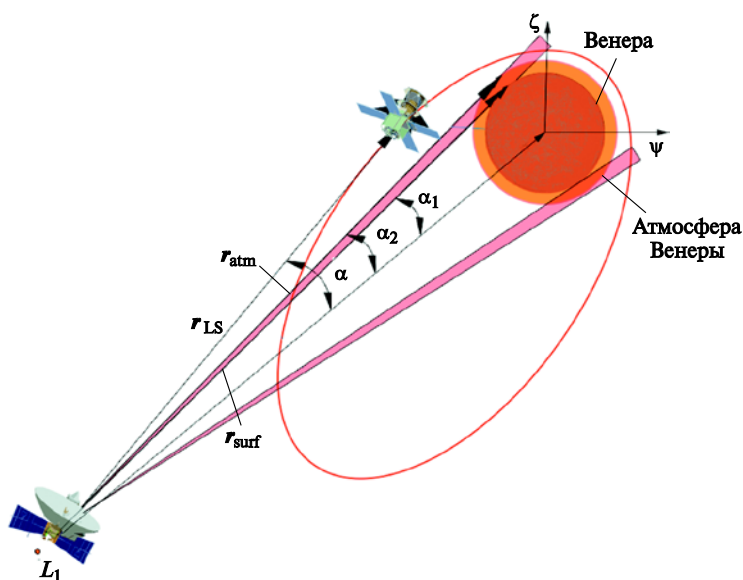


Рис. 7. Схема для расчета периодов просвечивания в плоскости орбиты ОА

**Анализ результатов расчета.** В соответствии с приведенным алгоритмом на языке программирования Python был реализован программный модуль для расчета искомых периодов просвечивания. Результат работы модуля приведен на рис. 8. Расчет проводился для интервала дат с 17.12.2026 по 03.03.2027, т. е. с даты отделения ОА до момента падения перицентра орбиты ОА более чем на 10 % [1].



На диаграмме (см. рис. 8) видно, что с 30.01.2027 по 23.02.2027 периоды просвечивания отсутствуют. Это объясняется тем, что аппарат, двигаясь в окрестности точки  $L_1$  системы Солнце — Венера, находится вне плоскости орбиты ОА, и поэтому прохождение радиосигнала через атмосферу невозможно.

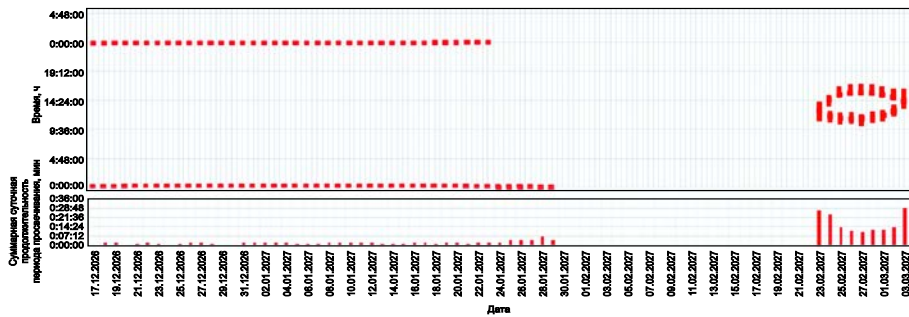


Рис. 8. Периоды просвечивания атмосферы Венеры с 17.12.2026 по 03.03.2027 для случая выведения МКА в окрестность точки либрации  $L_1$  и полярной высокоэллиптической орбиты с периодом  $T_1 = 1$  сут

**Сравнение двух архитектур космической системы.** В качестве альтернативного варианта архитектуры системы МКА и ОА рассмотрена также возможность размещения МКА на ограниченной орбите в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце — Венера при тех же начальных условиях, что и в предыдущем случае.

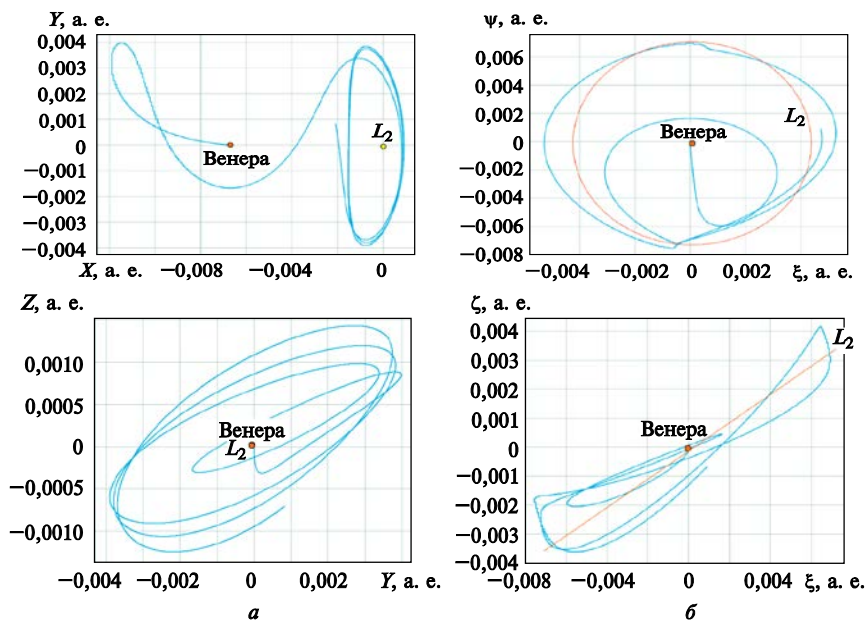
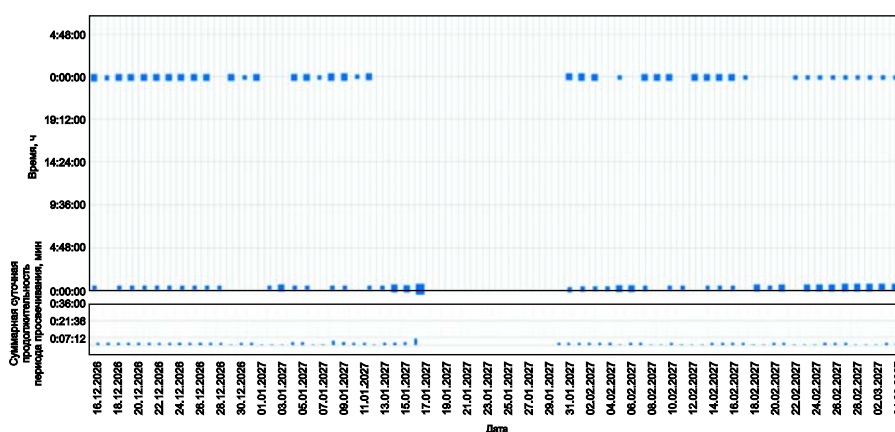


Рис. 9. Ограниченная орбита МКА в окрестности точки либрации  $L_2$  системы Солнце — Венера в проекциях на плоскость эклиптики (вверху) и перпендикулярную ей плоскость (внизу) во вращающейся (а) и венерианской экваториальной (б) системах координат

В результате моделирования движения МКА в программном комплексе GMAT был определен необходимый тормозной импульс для перелета МКА в окрестность точки либрации  $L_2$  системы Солнце — Венера:  $\Delta V_2 = 0,51$  км/с. Была получена также квазипериодическая орбита МКА в окрестности данной точки либрации с периодом один венерианский год (~255 земных суток) (рис. 9). Видно, что различие импульсов скорости  $\Delta V_1$  (при перелете к точке  $L_1$ ) и  $\Delta V_2$  незначительно, поэтому можно говорить об эквивалентности обеих архитектур с точки зрения энергозатрат.

На диаграмме (рис. 10) отображены периоды просвечивания в интервале дат с 06.12.2026 по 04.03.2027 и суммарная за сутки продолжительность этих периодов для каждой даты. Отсутствие периодов просвечивания для некоторых дат объясняется тем, что сигнал от МКА при его движении вместе с точкой  $L_2$  в венерианской экваториальной системе координат оказывается перпендикулярным плоскости эллиптической орбиты ОА, и в этом случае не выполняется условие просвечивания, т. е. сигнал не проходит через атмосферу Венеры.



**Рис. 10.** Периоды просвечивания атмосферы Венеры с 16.12.2026 по 04.03.2027 для случая выведения МКА в окрестность точки либрации  $L_2$  и полярной высокоэллиптической орбиты ОА с периодом  $T_1 = 1$  сут

На диаграмме (см. рис. 10) видно, что с 30.01.2027 по 04.03.2027 продолжительность периодов просвечивания была небольшой. Это объясняется тем, что аппарат, двигаясь в окрестности точки  $L_2$  системы Солнце — Венера, оказывается близким в угловом положении к линии апсид, т. е. угол между направлением на центр масс Венеры и линией апсид близок к нулю.

При сравнении периодов просвечивания, отображенных на диаграммах (см. рис. 8 и 10), можно отметить, что с 24.02.2027 по 03.03.2027 продолжительность отдельных периодов и их суммарная

суточная продолжительность в обоих случаях различны. Это различие обусловлено тем, что МКА при своем движении к расчетной ограниченной орбите, выходя на расчетный режим работы, начинает функционирование с ОА через перицентр расчетной высокоэллиптической орбиты. При движении к точке либрации  $L_2$  системы Солнце — Венера МКА взаимодействует с ОА через апоцентр расчетной высокоэллиптической орбиты.

Основываясь на анализе периодов просвечивания, можно сделать вывод о том, что предпочтительным является вариант размещения МКА на ограниченной орбите в окрестности точки либрации  $L_1$ .

**Исследование влияния формы орбиты ОА на периоды просвечивания атмосферы Венеры.** Особый интерес представляет изучение влияния геометрической формы орбиты ОА на характер периодов просвечивания, их продолжительность, а также на продолжительность миссии в целом. Для исследования этого влияния были выбраны два предельных случая околовенерианской орбиты ОА: круговая орбита высотой 400 км и высокоэллиптическая орбита с периодом  $T_2 = 2$  сут.

Исследовался период взаимодействия МКА и ОА, равный одной неделе: с 21.01.2027 по 30.01.2027. В это время МКА достигает окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера, а высота перицентра ОА не опускается более чем на 10 %.

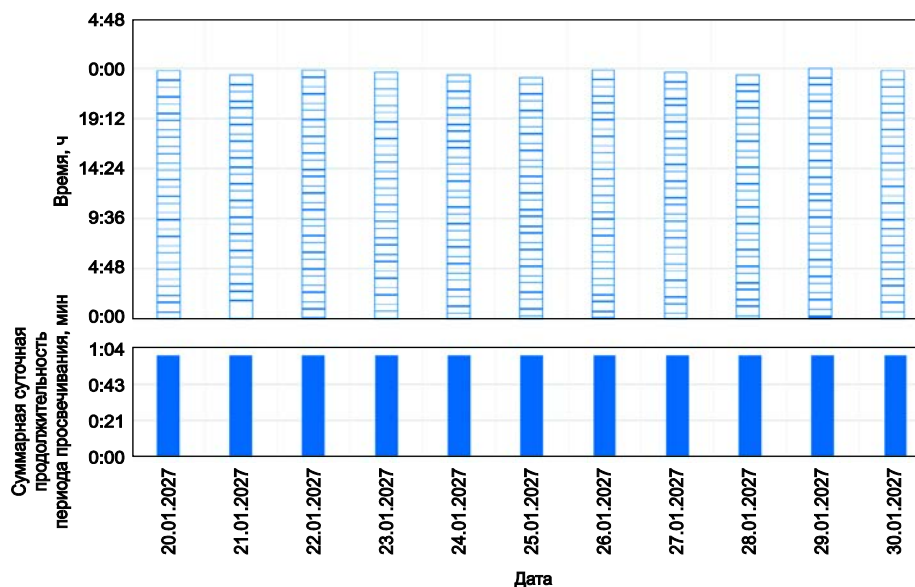


Рис. 11. Периоды просвечивания атмосферы Венеры с 20.01.2027 по 30.01.2027 для случая круговой орбиты

Результаты расчетов полученных периодов просвечивания отображены в виде диаграмм (рис. 11 и 12). Как можно видеть на этих диаграммах, для круговой орбиты общая продолжительность периодов просвечивания составляет 57 мин, а длительность сеанса связи не превышает 3 мин. Это объясняется тем, что таких интервалов получается около 28 за одни сутки полета. Для высокоэллиптической орбиты с периодом  $T_2 = 2$  сут были получены результаты, согласно которым МКА, находящийся в окрестности  $L_1$ , наблюдается 2 раза в течение двух суток полета ОА. Продолжительность интервалов составляет около 4...5 мин за один сеанс.

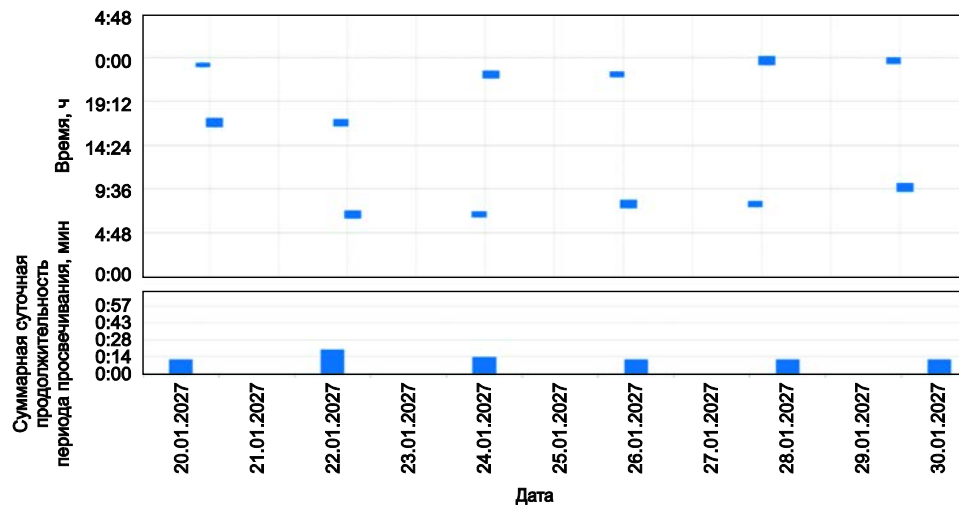


Рис. 12. Периоды просвечивания атмосферы Венеры с 20.01.2027 по 30.01.2027 для случая высокоэллиптической орбиты с периодом  $T_2 = 2$  сут

**Заключение.** В результате выполнения работы:

- определены начальные условия для движения МКА по ограниченной орбите в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венера, а также требуемый импульс для получения такой орбиты. Рассчитан требуемый импульс для перехода ОА на высокоэллиптическую орбиту вокруг Венеры с периодом  $T_1 = 1$  сут;
- вычислены периоды просвечивания атмосферы Венеры (см. рис. 8);
- рассмотрено влияние формы орбиты ОА на периоды просвечивания (см. рис. 11, 12);
- установлено, что круговая орбита обеспечивает большее суммарное время видимости за сутки, чем высокоэллиптическая, а последняя обеспечивает большую продолжительность каждого периода просвечивания, но меньшее их суммарное число, чем круговая.

Показано также, что размещение МКА на ограниченной орбите в окрестности точки либрации  $L_1$  системы Солнце — Венеры является более выгодным, чем в окрестности точки либрации  $L_2$ , так как при этом продолжительность периодов просвечивания на начальном этапе функционирования МКА больше.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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 им. С.А. Лавочкина*, 2018, № 4, с. 11–18.
- [2] Коваленко И.Д., Эйсмонт Н.А., Зелёный Л.М. Проблема засорения высокоэллиптических орбит и орбит в окрестностях точек Лагранжа. Вариант решения для научных космических аппаратов. *Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы. Сб. тр.* Москва, ИКИ РАН, 2019, с. 183–190.
- [3] Shaub H., Junkins J.L. *Analytical Mechanics of Space Systems*. AIAA Education Series. Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics Publ., 2003.
- [4] Ardaens J.S., D'Amico S. *Control of Formation Flying Spacecraft at a Lagrange Point*. URL: [https://www.researchgate.net/publication/239847161\\_](https://www.researchgate.net/publication/239847161) (дата обращения 28.10.2019).
- [5] Montgomery R. A new solution to the three-body problem. *Notices Am. Math. Soc.*, 2001, vol. 48, no. 5, pp. 471–481.
- [6] Аксенов С.А., Бобер С.А. Расчет и исследование ограниченных орбит вокруг точки либрации  $L_2$  системы Солнце — Земля. *Космические исследования*, 2018, т. 56, № 2, с. 160–167.
- [7] *Официальный сайт проекта «ВЕНЕРА-Д»*. URL: <http://www.venera-d.cosmos.ru/index.php?id=658> (дата обращения 27.10.2019).
- [8] Маркеев А.П. *Точки либрации в небесной механике и космодинамике*. Москва, Наука, 1978, 309 с.
- [9] *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 28.10.2019).
- [10] Суханов А.А. *Астродинамика* (серия «Механика, управление, информатика»). Москва, ИКИ РАН, 2010, 203 с.
- [11] Корянов В.В., Казаковцев В.П. *Основы теории космического полета. Ч. 2*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 60 с.

Статья поступила в редакцию 20.11.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Федяев К.С., Корянов В.В., Бобер С.А., Зубко В.А., Беляев А.А. Расчет периодов просвечивания венерианской атмосферы радиосигналом между двумя космическими аппаратами в задаче изучения ее состава. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1943>

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

**Бобер Станислав Алексеевич** — старший преподаватель департамента прикладной математики МИЭМ им. А.Н. Тихонова НИУ ВШЭ, программист отдела космической динамики и математической обработки информации, ИКИ РАН.  
e-mail: sbober@hse.ru, stas.bober@gmail.com, <https://www.hse.ru/staff/botas>

**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

## Calculating the periods of radio signal transmission between two spacecrafts through the Venus atmosphere in the problem of studying its composition

© K.S. Fedyaev<sup>1</sup>, V.V. Koryanov<sup>2</sup>, S.A. Bober<sup>1,3</sup>,  
V.A. Zubko<sup>1,2</sup>, A.A. Belyaev<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences,  
Moscow, 117485, Russia

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia,

<sup>3</sup> HSE Tikhonov Moscow Institute of Electronics and Mathematics,  
Moscow, 115054, Russia

*The paper considers calculating the periods of radio signal transmission through the atmosphere of Venus between a small spacecraft placed in a limited orbit in the vicinity of the collinear libration point of the Sun-Venus system and a Venus orbiter. The problem arises in the framework of the project under discussion to study the atmosphere of Venus. The possibility of transfers of these spacecrafts to the required orbits under various initial conditions is also studied. The impulses required for transferring to the specified orbits at the selected initial state vector, the most suitable for solving this problem are calculated. The duration and the number of transmission periods depending on the location of one of the spacecrafts in a limited orbit in the vicinity of the libration point  $L_1$  or  $L_2$  of the Sun-Venus system are analyzed. The influence of the shape of the orbiter near-Venusian orbit on the character and duration of the periods of transmission through the atmosphere of Venus is investigated. It is concluded that the location of a small spacecraft in a limited orbit in the vicinity of the  $L_1$  libration point of the Sun-Venus system is more advantageous compared to  $L_2$  both in terms of the duration and the number of the transmission periods as well as terms of the necessary energy costs.*

**Keywords:** transmission period, libration points, atmosphere of Venus, limited orbit

### REFERENCES

- [1] Eismont N.A., Zasova L.V., Simonov A.V., Kovalenko I.D., Gorinov D.A., Abbakumov A.S., Bober S.A. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2018, no. 4, pp. 11–18.
- [2] Kovalenko I.D., Eismont N.A., Zelenyi L.M. Problema zasoreniya vysokoellipticheskikh orbit i orbit v okrestnostyakh tochek Lagranzha. Variant resheniya dlya nauchnyh kosmicheskikh apparatov [The problem of space debris in highly elliptical orbits and orbits in the vicinity of Lagrange points. Solution option for scientific spacecraft]. In: *Kosmicheskii musor: fundamentalnye i prakticheskie aspekty ugrozy. Sb. trudov* [Space debris: fundamental and practical aspects of the threat. Proceedings]. Moscow, IKI RAN Publ., 2019, pp. 183–190.
- [3] Shaub H., Junkins J.L. *Analytical Mechanics of Space Systems*. AIAA Education Series. Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics Publ., 2003.
- [4] Ardaens J.S., D'Amico S. *Control of Formation Flying Spacecraft at a Lagrange Point*. Available at: [https://www.researchgate.net/publication/239847161\\_](https://www.researchgate.net/publication/239847161_) (accessed October 28, 2019).

- [5] Montgomery R. *Notices of the American Mathematical Society*, 2001, vol. 48, no. 5, pp. 471–481.
- [6] Aksenov S.A., Bober S.A. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 2018, vol. 56, no. 2, pp. 160–167.
- [7] *Ofitsialnyy sait proekta “VENERA-D”* [Official site of the project “VENERA–D”]. Available at: <http://www.venera-d.cosmos.ru/index.php?id=65> (accessed October 27, 2019).
- [8] Markeev A.P. *Tochki libratsii v nebesnoy mekhanike i kosmodinamike* [Libration points in celestial mechanics and cosmodynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1978, 309 p.
- [9] *General Mission Analysis Tool (GMAT). User Guide*. The GMAT Development Team, 2013. R2013a. Available at: <http://gmt.sourceforge.net/docs/R2013a/html/index.html> (accessed October 28, 2019).
- [10] Sukhanov A.A. *Astrodinamika*. Seriya Mekhanika, upravlenie, informatika [Astrodynamics. Series Mechanics, control, Informatics]. Moscow, IKI RAN Publ., 2010, 203 p.
- [11] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P. *Osnovy teorii kosmicheskogo poleta* [Fundamentals of the space flight theory]. Part 2. Moscow, BMSTU Publ., 2014, 60 p.

**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](mailto:fedyaev@cosmos.ru)

**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](mailto:vkoryanov@bmstu.ru)

**Bober S.A.**, Assist. Professor, 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](mailto:sbober@hse.ru), [stas.bober@gmail.com](mailto: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](mailto: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](mailto:don.beliae2012@yandex.ru)