

УДК 629.785

doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-85-93

Анализ характеристик межпланетной траектории, использующей резонансные с орбитой планеты участки траектории, с учетом ее реального движения

М.С. Константинов, Р.Г. Курасбедиани

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Planet's Real Motion Taken into Consideration in Analysis of an Interplanetary Trajectory Using Resonant with the Planet's Orbit Segments

M.S. Konstantinov, R.G. Kurasbediani

Moscow Aviation Institute

Рассмотрена сложная схема межпланетного перелета с использованием гравитационных маневров у планеты и резонансных с ее орбитой гелиоцентрических участков траектории космического аппарата. На траектории между гравитационными маневрами не предусмотрена работа маршевой двигательной установки, но предполагается импульсная коррекция траектории. Проанализированы затраты характеристической скорости космического аппарата на коррекцию траектории при движении по резонансной орбите. Проведен сравнительный анализ характеристик перелетных орбит, полученных с учетом реального движения планеты и допущением о невозмущенности ее траектории. Показано, что для межпланетной траектории с четырьмя резонансными гелиоцентрическими с орбитой планеты орбитами затраты суммарного корректирующего импульса скорости составляют менее 11 м/с. При этом характеристики траектории (включая элементы гелиоцентрических траекторий и параметры гравитационных маневров) изменяются незначительно. По результатам исследования установлено, что проектирование рассмотренных схем межпланетных траекторий можно проводить при допущении о невозмущенности планетной орбиты.

Ключевые слова: межпланетная траектория, гравитационные маневры, резонансная орбита, импульсная коррекция

The paper examines a complex scheme of interplanetary flight with a sequence of near-planet gravity assist maneuvers and resonant with its orbit heliocentric sections of the spacecraft trajectory. The trajectory between gravity assist maneuvers does not imply the propulsion system, but it does have its pulse correction. The study estimates how much relative velocity is spent on the correction when spacecraft is moving in a resonant orbit; comparatively analyzes the characteristics of the flight orbits obtained by taking into consideration the planet's real motion and assuming the stability of its trajectory. The study reveals that for an interplanetary trajectory with four resonant orbits, which are heliocentric with the planet's orbit, the total amount of the correcting pulse is less than 11 m/s. In this case, the trajectory characteristics, including the elements of heliocentric trajectories and the parameters of gravity assist maneuvers, change insignificantly. Findings of the research show that the considered schemes of interplanetary trajectories can be designed if the planet's orbit stability is assumed.

Keywords: interplanetary trajectory, gravity assist maneuvers, resonant orbit, pulse correction

При реализации многих проектов межпланетного перелета (исследований дальнего космоса, Солнца и Меркурия) целесообразно использовать его сложные схемы [1–4]. В настоящее время выполняются два проекта исследования Солнца с низких гелиоцентрических орбит (ГЦО).

Солнечный зонд Parker Solar Probe [1] — проект NASA, в котором космический аппарат (КА) осуществит 25 оборотов вокруг Солнца, сделает семь гравитационных маневров (ГМ) у Венеры и в итоге выйдет на орбиту с очень низким перигелием (около девяти с половиной радиусов Солнца).

Солнечный зонд Solar Orbiter [2, 3] — проект ESA при участии NASA. В этом проекте перигелий рабочих ГЦО существенно выше (около 60 радиусов Солнца), но последняя рабочая орбита имеет большое наклонение к плоскости солнечного экватора, что позволит исследовать околополярные солнечные области.

Некоторое время назад активно обсуждался российский проект солнечного зонда «Интергелио-Зонд». Предполагалось создать КА, предназначенный для исследования Солнца с близких расстояний из внеэллиптических положений КА на ГЦО [5, 6].

Традиционное проектирование таких схем межпланетного полета основано на предположении, что траектория планеты, у которой совершается ГМ, является невозмущенной кеплеровской, соответствующей оскуливающим элементам орбиты планеты, подсчитанным на некоторую эпоху [7–9].

Для указанной траектории гелиоцентрическая скорость и координаты планеты при фиксированном моменте времени будут равны таковым через промежуток времени, равный периоду орбиты планеты. В силу влияния на движение планеты возмущающих факторов ее реальная траектория отличается от невозмущенной кеплеровской орбиты.

Цель работы — учесть и оценить влияние возмущенного движения планеты на характеристики межпланетной траектории КА, включающей в себя серию пассивных ГМ у планеты и резонансные с ней участки траектории перелета.

В качестве модельной задачи рассмотрено выведение КА для исследования Солнца на ГЦО с относительно большим наклонением (около 30°) и малым радиусом перицентра (не менее 60 и не более 150 радиусов Солнца).

Такие ограничения на траекторию КА вызваны необходимостью исследования приполярных областей Солнца с расстояния, достаточного для получения научных данных, отвечающих целям миссии. Ограниченный срок службы систем КА приводит к дополнительному ограничению — время выведения КА на рабочую ГЦО не должно превышать 5 лет.

Схема выведения КА. В работе [10] приведено решение задачи оптимизации сложной схемы межпланетного перелета в традиционной постановке [10], которая подразумевает, что орбита планеты является эллипсом, а ее элементы определены на некоторую эпоху.

В данной работе рассмотрено возмущенное движение планеты с одновременным возмущенным управляемым (с использованием корректирующих импульсов скорости) движением КА. Использована схема выведения КА на ГЦО, предложенная в работе [10]. На участке выведения КА на рабочую ГЦО с заданным наклонением предусмотрено выполнение пяти пассивных ГМ у Венеры.

После первого ГМ КА попадает на первую рабочую ГЦО. Параметры ГМ (γ — угол, определяющий положение плоскости пролетной гиперболы; β — угол поворота между асимптотами пролетной гиперболы) выбирают так, чтобы КА вышел на резонансную с Венерой орбиту с порядком резонанса (отношением периода ГЦО КА n к периоду ГЦО Венеры m) $n:m = 3:4$. После второго–четвертого ГМ КА переходит на орбиту с порядком резонанса 1:1. Последний пятый ГМ переводит КА на орбиту с наклонением к плоскости солнечного экватора, равным 30° .

Критерием выбора параметров ГМ служит попадание КА в окрестность Венеры в предположении ее невозмущенного движения. Для обеспечения встречи КА с Венерой, реальная траектория которой является возмущенной, на гелиоцентрической траектории КА предусмотрена ее коррекция.

В определенной точке орбиты (выбираемой из условия минимума импульса скорости) КА сообщается импульс скорости, и он оказывается на переходной орбите, характеристики которой обеспечивают попадание КА в окрестность Венеры для последующего ГМ.

Постановка задачи. Из анализа участка Земля — Венера [11–13] и схемы выведения [10] считаются известными следующие параметры:

- дата первого ГМ — 30 мая 2028 г.;
- гиперболический избыток скорости при подлете к Венере $v_{\infty} = 15,450$ км/с;
- порядки резонансов ГЦО после первых четырех ГМ у Венеры: 3:4, 1:1, 1:1, 1:1.

Для реализации всей схемы перелета необходима коррекция орбит, которая обеспечит попадание КА в окрестность Венеры. Предполагается, что на каждой резонансной орбите осуществляется один корректирующий импульс скорости. При этом общее количество корректирующих импульсов на рассматриваемом участке межпланетного перелета равно четырем. Так как после первого ГМ КА переходит на орбиту с порядком резонанса 3:4 по отношению к орбите Венеры, коррекция орбиты КА происходит на последнем (четвертом) витке КА перед вторым ГМ.

Критерием оптимизации является значение корректирующего вектора импульса скорости при единичном перелете, которое минимизируется:

$$|\Delta \mathbf{v}_j(\mathbf{v}_{0j})| \rightarrow \min, \quad j = 1, \dots, l,$$

где \mathbf{v}_{0j} — корректирующий импульс скорости.

Выбираемые параметры схемы перелета:

- даты ГМ (за исключением первого ГМ);
- истинная аномалия точки орбиты КА, в которой ему сообщается корректирующий импульс скорости \mathbf{v}_{0j} ;
- значение и направление корректирующего вектора импульса скорости.

Метод исследования. Траектория гелиоцентрического перелета в условиях возмущенной орбиты планеты состоит из двух участков. Первый участок — орбита КА после ГМ у Венеры, характеристики которой определены по гелиоцентрической скорости и радиус-вектору КА после ГМ. В некоторой (выбираемой) точке этой орбиты КА прикладывается импульс скорости, и КА переходит на второй участок траектории гелиоцентрического перелета. Конечная точка второго участка траектории соответствует положению Венеры в дату очередного ГМ.

Решение уравнения Ламберта [14, 15] позволяет определить векторы гелиоцентрической скорости КА в начальной и конечной точках второго участка перелетной ГЦО. Векторы корректирующего импульса скорости определяют как разность вектора гелиоцентрической скорости КА в начальной точке второго участка перелетной орбиты и вектора

гелиоцентрической скорости в конечной точке первого участка траектории гелиоцентрического перелета.

Знание вектора гелиоцентрической скорости в конечной точке второго участка перелета позволяет найти вектор гиперболического избытка скорости КА при подлете к планете для очередного ГМ около нее.

Для определения координат и скорости Венеры в гелиоцентрической эклиптической системе координат в требуемые моменты времени (даты ГМ) используют эфемеридное программное обеспечение JPL DE405 [16].

Результаты исследования. Приведем результаты сравнительного анализа характеристик межпланетной траектории, полученных в традиционной постановке (первый вариант движения Венеры) и с учетом реального возмущенного движения планеты (второй вариант).

Изолинии наклонения, радиуса перигелия и периода ГЦО КА после первого ГМ у Венеры на плоскости параметров этого ГМ $\gamma - \beta$ приведены на рис. 1, где β_{\max} — максимальное значение угла поворота между асимптотами пролетной гиперболы.

Максимальное наклонение орбиты КА составляет $9,692^\circ$, минимальное — $0,545^\circ$. Для радиуса перигелия орбиты КА максимальное и минимальное значения составляют 116,9 и 58,0 радиусов Солнца соответственно.

Период орбиты КА (рис. 1, в) изменяется в пределах 150,3...364,9 сут.

Как уже отмечалось, параметры ГМ (γ и β) определены в предположении невозмущенного движения Венеры. Для второго варианта движения Венеры время между ГМ у планеты определялось с использованием оскулирующего периода орбиты Венеры, подсчитанного по радиус-вектору и вектору скорости Венеры в момент предыдущего ГМ с учетом порядка резонанса. Для первого варианта время между ГМ, принятое постоянным и равным оскулирующему периоду орбиты Венеры, подсчитанному по радиус-вектору и вектору скорости Венеры в дату первого ГМ, составило 224,705 сут.

Полученные параметры ГМ и характеристики ГЦО (наклонение ГЦО к плоскости солнечного экватора i_s , радиус перигелия R_p , отнесенный к радиусу Солнца R_s , и период орбит КА T) для первого и второго вариантов движения Венеры приведены в табл. 1. Там же указано время сообщения корректирующего им-

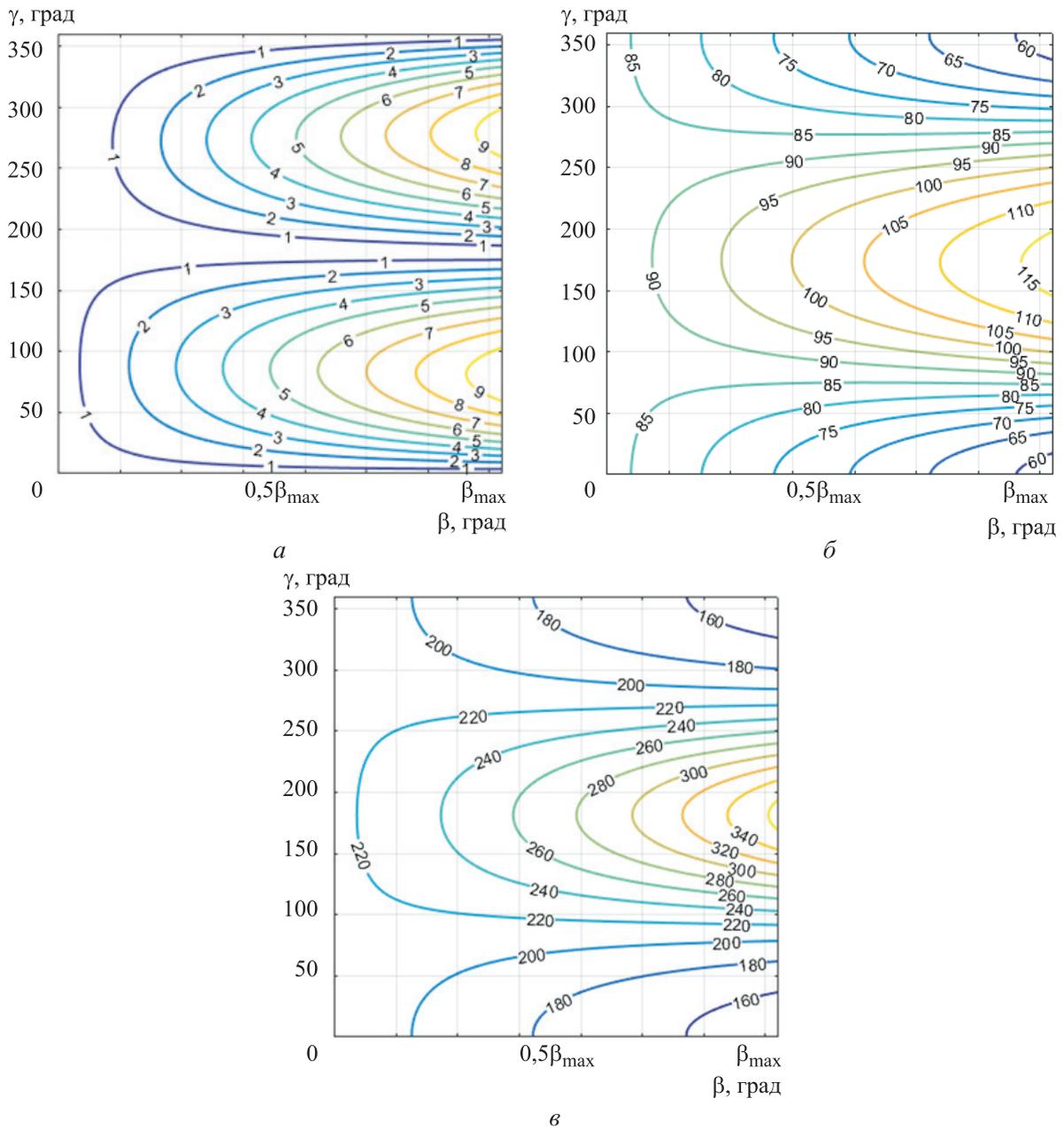


Рис. 1. Изолинии наклонения, град, (а), радиуса перигелия, радиусы Солнца, (б) и периода, сут, (в) ГЦО КА после первого ГМ у Венеры на плоскости параметров $\gamma - \beta$

пульса скорости КА T_k , отсчитываемое в годах от даты старта с Земли.

Из табл. 1 следует, что для обоих вариантов движения Венеры минимальный радиус перигелия, достигаемый на первой ГЦО (после первого ГМ), составляет 71,42084 радиусов Солнца, а минимальное наклонение ГЦО к плоскости солнечного экватора — около 15° . В процессе перелета ГМ увеличивают наклонение рабочих ГЦО, что приводит к возрастанию радиуса перигелия. Наклонение конечной ГЦО КА к плоскости солнечного экватора составляет

примерно 30° . Максимальный радиус перигелия орбиты КА, достигаемый на четвертой ГЦО КА, не превышает 150 радиусов Солнца.

Характеристики ГЦО КА после ГМ (фокальный параметр p , эксцентриситет e , радиусы перицентра r_π , радиус апоцентра r_α , истинная аномалия начального положения КА ϑ_0 , долгота восходящего узла Ω и наклонение орбиты i к плоскости эклиптики) для первого и второго вариантов движения Венеры приведены в табл. 2, где а.е. — астрономические единицы.

Таблица 1

Параметры ГМ и характеристики ГЦО КА после ГМ

Событие	Дата ГМ	γ , град	β , град	T , сут	R_{π}/R_s	i_s , град	T_k , годы
ГМ 1	30.05.2028	<u>49,31362</u>	<u>20,06358</u>	<u>168,528</u>	<u>71,42084</u>	<u>15,32673</u>	<u>1,333</u>
		49,31362	20,06358	168,528	71,42084	15,32662	1,333
ГМ 2	04.04.2030	<u>125,79377</u>	<u>20,07565</u>	<u>224,701</u>	<u>104,25686</u>	<u>20,55514</u>	<u>3,180</u>
		125,83994	20,06358	224,705	104,22182	20,55042	3,180
ГМ 3	14.11.2030	<u>81,81508</u>	<u>20,07705</u>	<u>224,702</u>	<u>122,45085</u>	<u>26,21299</u>	<u>3,796</u>
		81,82249	20,06358	224,705	122,39613	26,21143	3,796
ГМ 4	27.06.2031	<u>73,20578</u>	<u>20,07669</u>	<u>224,702</u>	<u>144,97112</u>	<u>29,03870</u>	<u>4,412</u>
		73,23289	20,06358	224,705	144,89562	29,04324	4,412
ГМ 5	07.02.2032	<u>351,00000</u>	<u>20,07422</u>	<u>163,643</u>	<u>95,61131</u>	<u>30,00983</u>	<u>5,027</u>
		351,90000	20,06358	164,069	96,03159	30,02028	5,027

Примечание. В числителе дроби указаны значения для первого варианта движения Венеры, в знаменателе — для второго.

Таблица 2

Характеристики ГЦО КА после ГМ

Событие	$n:m$	p , а.е.	e	r_{π} , а.е.	r_{α} , а.е.	ν_0 , град	Ω , град	i , град
ГМ 1	3:4	<u>0,47965</u>	<u>0,44351</u>	<u>0,33228</u>	<u>0,86192</u>	<u>-139,81040</u>	<u>243,58361</u>	<u>8,16960</u>
		0,47965	0,44351	0,33228	0,86192	-139,81042	243,58361	8,16960
ГМ 2	1:1	<u>0,64484</u>	<u>0,32942</u>	<u>0,48505</u>	<u>0,96161</u>	<u>-109,71200</u>	<u>245,11517</u>	<u>13,39363</u>
		0,64474	0,32965	0,48489	0,96179	-109,72108	245,09127	13,38935
ГМ 3	1:1	<u>0,69070</u>	<u>0,21240</u>	<u>0,56970</u>	<u>0,87697</u>	<u>-103,03470</u>	<u>245,82548</u>	<u>19,04986</u>
		0,69060	0,21276	0,56944	0,87724	-103,04364	245,80222	19,04891
ГМ 4	1:1	<u>0,72003</u>	<u>0,06755</u>	<u>0,67447</u>	<u>0,77220</u>	<u>-96,343890</u>	<u>246,05324</u>	<u>21,87528</u>
		0,71999	0,06804	0,67412	0,77256	-96,32783	246,02346	21,88047
ГМ 5	-	<u>0,55172</u>	<u>0,24022</u>	<u>0,44483</u>	<u>0,72624</u>	<u>175,372590</u>	<u>246,12177</u>	<u>22,84622</u>
		0,55323	0,23825	0,44678	0,72626	175,09471	246,08762	22,85755

Примечание. В числителе дроби указаны значения для первого варианта движения Венеры, в знаменателе — для второго.

Из табл. 2 следует, что с увеличением наклона орбиты КА фокальный параметр, радиус перигелия орбиты и ее долгота восходящего узла монотонно возрастают, а эксцентриситет, истинная аномалия начальной точки ГЦО — монотонно убывают. Радиус афелия рабочих орбит изменяется немонотонно, принимая максимальное значение 0,96179 а.е. на второй рабочей орбите (орбите КА после второго ГМ). Затем он монотонно убывает и принимает минимальное значение 0,72624 а.е. на пятой рабочей орбите КА (после пятого ГМ).

Как отмечалось ранее, в качестве критерия оптимизации схемы перелета рассмотрен корректирующий импульс скорости, обеспечива-

ющий попадание КА в окрестность Венеры для последующего ГМ у нее. Выбираемым параметром принята истинная аномалия, которая варьировалась в диапазоне возможных значений.

Значения истинной аномалии ν_0 , соответствующие минимальному корректирующему импульсу скорости, корректирующий импульс скорости Δv и время его сообщения КА T_k приведены в табл. 3.

Суммарный корректирующий импульс скорости составил 10,323 м/с.

Результаты сравнения характеристик ГЦО КА после ГМ для первого и второго вариантов движения Венеры (фокальных параметров p_1, p_2 , эксцентриситетов e_1, e_2 , радиусов пери-

Таблица 3

**Оптимизированные характеристики
корректирующих импульсов скорости**

Номер орбиты	ν_0 , град	Δv , м/с	T_k , годы
1	121,176	6,499	1,847
2	141,286	0,561	3,484
3	142,968	1,983	4,061
4	155,675	1,280	4,616

гелия $r_{\pi 1}, r_{\pi 2}$, радиусов афелия $r_{\alpha 1}, r_{\alpha 2}$, долгот восходящего узла Ω_1, Ω_2 и наклонений i_1, i_2) приведены в табл. 4. Нижний индекс параметров соответствует номеру варианта.

Из табл. 4 следует, что максимальное расхождение фокальных параметров $|p_1 - p_2|$, достигаемое на конечной рабочей орбите (после пятого ГМ) составляет 0,00151 а.е. Расхождение эксцентриситетов орбиты $|e_1 - e_2|$ не превышает

0,00197. Для радиусов перигелия и афелия максимальная разность составляет 0,00195 и 0,00036 а.е. соответственно. Наклонение орбиты КА для первого варианта движения Венеры на $0,01133^\circ$ больше, чем у второго. Максимальное расхождение долгот восходящего узла составляет $0,03415^\circ$.

Проекции гелиоцентрических траекторий КА после серии ГМ у Венеры на плоскость эклиптики XU и плоскость XZ приведены на рис. 2, где точками обозначены перигелии орбит КА. Там же показана траектория Венеры. Плюсом обозначено положение КА на орбите, соответствующее моменту времени, когда КА сообщается корректирующий импульс скорости для перевода КА на переходную орбиту с целью встречи КА с Венерой для последующего ГМ.

Следует отметить, что все корректирующие импульсы расположены на восходящей ветви гелиоцентрических траекторий достаточно да-

Таблица 4

Результаты сравнительного анализа характеристик ГЦО КА после ГМ

Событие	$n:m$	$ p_1 - p_2 $, а.е.	$ e_1 - e_2 $	$ r_{\pi 1} - r_{\pi 2} $, а.е.	$ r_{\alpha 1} - r_{\alpha 2} $, а.е.	$ \Omega_1 - \Omega_2 $, град	$ i_1 - i_2 $, град
ГМ 1	3:4	0	0	0	0	0	0
ГМ 2	1:1	0,00010	0,00023	0,00016	0,00018	0,02390	0,00428
ГМ 3	1:1	0,00010	0,00036	0,00026	0,00027	0,02326	0,00095
ГМ 4	1:1	0,00004	0,00049	0,00035	0,00036	0,02978	0,00519
ГМ 5	–	0,00151	0,00197	0,00195	0,00002	0,03415	0,01133

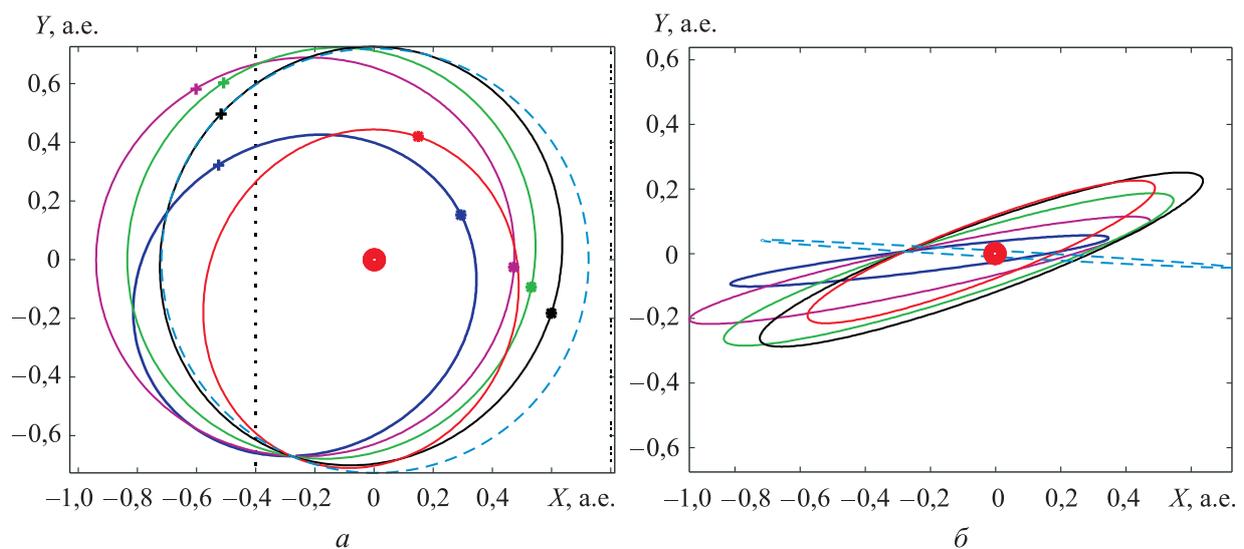


Рис. 2. Проекция гелиоцентрических траекторий КА после ГМ у Венеры на плоскость эклиптики XU (а) и плоскость XZ (б):

— траектория Венеры; —, —, —, —, — орбита КА после первого, второго, третьего, четвертого и пятого ГМ соответственно

леко от их начальной точки. Это дает возможность совместить анализируемую в настоящей работе коррекцию с требуемой коррекцией траектории КА, обусловленной ошибками реализации траектории и погрешностями навигации.

Выводы

1. Выполнен сравнительный анализ характеристик ГЦО с учетом реального движения Ве-

неры и допущением о невозмущенности траектории ее движения.

2. Анализ полученных результатов показал, что учет возмущенного движения Венеры при анализе сложной схемы межпланетного перелета с пятью ГМ у Венеры незначительно деформировал траекторию перелета КА. При этом суммарные затраты на коррекцию траектории КА оказались относительно небольшими и составили около 11 м/с.

Литература

- [1] Guo Y., Thompson P., Wirzburger J. et al. Execution of Parker Solar Probe's unprecedented flight to the Sun and early results. *Acta Astronaut.*, 2021, vol. 179, pp. 425–438, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.007>
- [2] Pérez J.M.S., Varga G.I. *Solar orbiter: consolidated report on mission analysis*. Tech. Rep. SOL-ESC-RP-05500 3.1 (12/5-2010), 2012.
- [3] *Solar orbiter. Assessment phase*. Final executive report. ESA, SCI-A/2005/054/NR, 2005. 30 p.
- [4] Mangano V., Dósa M., Fränz M. et al. BepiColombo science investigations during cruise and flybys at the Earth, Venus and Mercury. *Space Sci. Rev.*, 2021, vol. 217, no. 1, art. 23, doi: <https://doi.org/10.1007/s11214-021-00797-9>
- [5] Kuznetsov V. The Russian InterhelioProbe mission. *4th Solar Orbiter Workshop*, Telluride, Colorado, 2011. 20 p.
- [6] Kuznetsov V., ed. INTERHELIOPROBE project. *Workshop Proc.* Tarusa, 2011. 192 p.
- [7] Овчинников М.Ю., Трофимов С.П., Ширококов М.Г. Проектирование межпланетных полетов с пассивными гравитационными маневрами с помощью метода виртуальных траекторий. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2013, № 22. 26 с.
- [8] Ширококов М.Г., Трофимов С.П. *Проектирование межпланетных перелетов с несколькими гравитационными маневрами и промежуточными импульсами*. Москва, РАН, 2017. 35 с.
- [9] Леб Х.В., Петухов В.Г., Попов Г.А. Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца. *Труды МАИ*, 2011, № 42. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24275>
- [10] Константинов М.С., Мин Т. Анализ одной схемы полета космического аппарата для исследования солнца. *Труды МАИ*, 2013, № 71. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=46802&eng=N>
- [11] Константинов М.С., Мин Т. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на рабочую гелиоцентрическую орбиту. *Труды МАИ*, 2013, № 67. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41510&eng=N>
- [12] Константинов М.С., Петухов В.Г., Тейн М. *Оптимизация траекторий гелиоцентрических перелетов*. Москва, Изд-во МАИ, 2015. 260 с.
- [13] Константинов М.С. Сравнительный проектно-баллистический анализ использования химической и электроракетной двигательных установок в проекте солнечного зонда. *Космические исследования*, 2019, т. 57, № 5, с. 347–360, doi: <https://doi.org/10.1134/S0023420619050042>
- [14] Lancaster E.R., Blanchard R.C. *A unified form of Lambert's theorem*. NASA technical note. TN D-5368. 1969. 20 p.
- [15] Gooding R.H. A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem. *Celestial Mech. Dyn. Astr.*, 1990, vol. 48, no. 2, pp. 145–165, doi: <https://doi.org/10.1007/BF00049511>
- [16] Standish E.M. *JPL planetary and lunar ephemerides*. DE405/LE405. JPL IOM 312.F-98-048, 1998. 5 p.

References

- [1] Guo Y., Thompson P., Wirzburger J. et al. Execution of Parker Solar Probe's unprecedented flight to the Sun and early results. *Acta Astronaut.*, 2021, vol. 179, pp. 425–438, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.007>
- [2] Pérez J.M.S., Varga G.I. *Solar orbiter: consolidated report on mission analysis*. Tech. Rep. SOL-ESC-RP-05500 3.1 (12/5-2010), 2012.
- [3] *Solar orbiter. Assessment phase*. Final executive report. ESA, SCI-A/2005/054/NR, 2005. 30 p.
- [4] Mangano V., Dósa M., Fränz M. et.al. BepiColombo science investigations during cruise and flybys at the Earth, Venus and Mercury. *Space Sci. Rev.*, 2021, vol. 217, no. 1, art. 23, doi: <https://doi.org/10.1007/s11214-021-00797-9>
- [5] Kuznetsov V. The Russian InterhelioProbe mission. *4th Solar Orbiter Workshop*, Telluride, Colorado, 2011. 20 p.
- [6] Kuznetsov V., ed. INTERHELIOPROBE project. *Workshop Proc.* Tarusa, 2011. 192 p.
- [7] Ovchinnikov M.Yu., Trofimov S.P., Shirobokov M.G. Design of interplanetary transfers with unpowered gravity assists using the Method of Virtual Trajectories. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha* [Keldysh Institute Preprints], 2013, no. 22. 26 p. (In Russ.).
- [8] Shirobokov M.G., Trofimov S.P. *Proektirovanie mezhplanetnykh pereletov s neskol'kimi gravitatsionnymi manevrami i promezhutochnymi impul'sami* [Interplanetary transfer design with some gravitational slingshots and midcourse burn]. Moscow, RAS Publ., 2017. 35 p. (In Russ.).
- [9] Leб Kh.V., Petukhov V.G., Popov G.A. Heliocentric trajectories of solar orbiter with ion propulsion. *Trudy MAI*, 2011, no. 42. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24275> (in Russ.).
- [10] Konstantinov M.S., Min T. The analysis of one spacecraft flight profile for Sun exploration. *Trudy MAI*, 2013, no. 71. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=46802&eng=N> (in Russ.).
- [11] Konstantinov M.S., Min T. Optimization of spacecraft trajectory onto the heliocentric orbit. *Trudy MAI*, 2013, no. 67. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41510&eng=N> (in Russ.).
- [12] Konstantinov M.S., Petukhov V.G., Teyn M. *Optimizatsiya traektoriy geliotsentricheskikh pereletov* [Trajectory optimization of heliocentric flights]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2015. 260 p. (In Russ.).
- [13] Konstantinov M.S. Comparative design and ballistic analysis of using chemical and electric propulsion systems in the solar probe project. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2019, vol. 57, no. 5, pp. 347–360, doi: <https://doi.org/10.1134/S0023420619050042> (in Russ.). (Eng. version: *Cosmic Res.*, 2019, vol. 57, no. 5, pp. 325–338, doi: <https://doi.org/10.1134/S0010952519050046>)
- [14] Lancaster E.R., Blanchard R.C. *A unified form of Lambert's theorem*. NASA technical note. TN D-5368. 1969. 20 p.
- [15] Gooding R.H. A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem. *Celestial Mech. Dyn. Astr.*, 1990, vol. 48, no. 2, pp. 145–165, doi: <https://doi.org/10.1007/BF00049511>
- [16] Standish E.M. *JPL planetary and lunar ephemerides*. DE405/LE405. JPL IOM 312.F-98-048, 1998. 5 p.

Статья поступила в редакцию 09.09.2021

Информация об авторах

КОНСТАНТИНОВ Михаил Сергеевич — доктор технических наук, профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: mkonst@bk.ru).

КУРАСБЕДИАНИ Роксана Георгиевна — аспирант кафедры «Космические системы и ракетостроение». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Волоколамское шоссе, Российская Федерация, д. 4, e-mail: kurasbediani.roksana@mail.ru).

Information about the authors

KONSTANTINOV Mikhail Sergeevich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Space Systems and Rocket Engineering. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Volokolamskoe Shosse, Bldg.4, e-mail: mkonst@bk.ru).

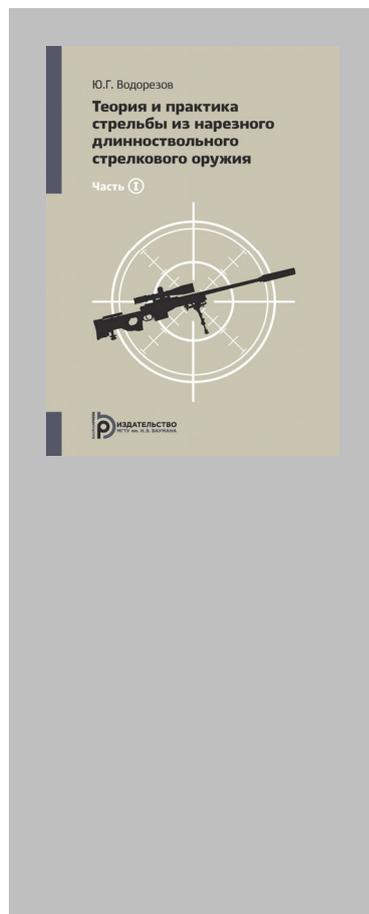
KURASBEDIANI Roksana Giorgievna — Postgraduate, Department of Space Systems and Rocket Engineering. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: kurasbediani.roksana@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Константинов М.С., Курасбедиани Р.Г. Анализ характеристик межпланетной траектории, использующей резонансные с орбитой планеты участки траектории, с учетом ее реального движения. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 2, с. 85–93, doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-85-93

Please cite this article in English as:

Konstantinov M.S., Kurasbediani R.G. Planet's Real Motion Taken into Consideration in Analysis of an Interplanetary Trajectory Using Resonant with the Planet's Orbit Segments. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 2, pp. 85–93, doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-85-93



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям монографию Ю.Г. Водорезова «Теория и практика стрельбы из нарезного длинноствольного стрелкового оружия. Часть 1»

Изложены вопросы физики процессов, сопровождающих выстрел из нарезного оружия (внутренней и внешней баллистики); теория вероятностей поражения целей в различных условиях стрельбы, а также вопросы, связанные с практической оценкой результативности и эффективности стрельбы. На примерах показано практическое применение теории вероятностей для оценки эффективности стрельбы. Приведены обширные сведения справочного характера по баллистике различных наиболее используемых в нашей стране стрелковых боеприпасов, некоторые конструктивные сведения о стрелковом оружии и различных стрелковых прицельных устройствах, рассматриваются вопросы боевого применения оружия. Описаны принципы разработки оптических прицелов и прицелов ночного видения. Специальные главы посвящены практическим сторонам стрельбы: раневой баллистике, пристрелке оружия, приобретению стрелковых навыков.

Для широкого круга читателей, интересующихся теоретическими сторонами стрелкового дела, для научных сотрудников и инженеров, занимающихся разработкой и испытанием стрелкового оружия.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@baumanpress.ru; <https://bmstu.press>