

УДК 629.78

Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца

Х.В. Лёб, В.Г. Петухов, Г.А. Попов

Аннотация

Проведен анализ и оптимизация вариантов гелиоцентрических траекторий гелиофизического КА с ЭРДУ. Проведен анализ и оптимизация прямой схемы выведения на целевую гелиоцентрическую орбиту и схем выведения с использованием последовательности гравитационных маневров у Земли и Венеры для уменьшения радиуса перигелия и с использованием последовательности нескольких гравитационных маневров у Венеры с выведением КА на резонансные с Венерой орбиты для увеличения наклона орбиты. Проведен анализ возможности и целесообразности использования различных орбитальных резонансов с Венерой. Показана возможность реализации перелета на типовые гелиоцентрические целевые орбиты с использованием высокочастотных ионных двигателей.

Ключевые слова

оптимальная гелиоцентрическая траектория; электроракетная двигательная установка; ионный двигатель; гравитационный маневр

Введение

Изучение Солнца является одним из важнейших направлений фундаментальных и прикладных исследований, выполняемых с помощью научных КА. Кроме специализированных КА на околоземной орбите для гелиофизических исследований используются и КА на гелиоцентрических орбитах, которые позволяют наблюдать невидимые с Земли области Солнца, включая околополярные районы, изучать тонкую структуру солнечной атмосферы и выполнить ряд других исследований, которые невозможно или крайне затруднительно проводить с использованием околоземных исследовательских КА.

Выбор целевой гелиоцентрической орбиты КА для исследования Солнца определяется задачами исследований, составом и характеристиками комплекса бортовой научной аппаратуры, возможностями служебных систем КА и рядом других факторов.

Для решения многих задач требуется выведение КА на гелиоцентрические орбиты с малым радиусом перигелия и с большим наклоном к плоскости эклиптики. Такую орбиту можно получить с помощью гравитационного маневра у Юпитера, однако в этом случае орбита имеет слишком большой период, а относительное время нахождения КА в близкой окрестности Солнца мало. Фактически, можно рассчитывать только на 1-3 пролета КА около Солнца за весь период эксплуатации КА. Кроме того, в этом случае требуются служебные системы КА, обеспечивающие его функционирование как на малых гелиоцентрических удалениях, так и в районе Юпитера. Такая траектория была реализована в рамках совместного проекта ESA и NASA Ulysses, который был выведен на полярную гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 1.4 а.е и радиусом афелия 5.4 а.е. с периодом 6.2 года [1].

КА могут выводиться в близкую окрестность Солнца и по прямым траекториям, например как КА Helios-A и Helios-B. Однако, в этом случае, даже для выведения небольших по массе КА требуются тяжелые РН и многоступенчатые разгонные блоки [2].

Другой альтернативой являются траектории выведения с многократными гравитационными маневрами у планет земной группы, в первую очередь у Земли и Венеры. Такие траектории приняты к реализации в рамках проекта европейского КА Solar Orbiter [3] и американского Solar Probe Plus [4, 5]. Преимуществом таких траекторий выведения является возможность достижения достаточно малого орбитального периода, возможность осуществления многократных пролетов в окрестности Солнца (на КА Solar Probe Plus запланированы 24 пролета на удалении ~ 35 радиусов Солнца (R_S), 19 – на удалении $\sim 20 R_S$ и 3 на удалении $9.5 R_S$). Кроме того, КА не удаляется далеко от Солнца в афелии, что упрощает требования к его бортовым системам.

Для достижения требуемого, достаточно малого радиуса перигелия и требуемого, достаточно большого наклона, необходимы большие затраты характеристической скорости. Многократные гравитационные маневры у планет земной группы позволяют снизить эти затраты, но при этом существенно увеличивается длительность выведения на рабочую орбиту.

Использование в составе КА маршевой ЭРДУ с высоким удельным импульсом совместно с многократными гравитационными маневрами позволяет сократить время выведения и увеличить массу полезной нагрузки КА. В этой статье анализируются возможные траектории выведения гелиофизического КА на целевую гелиоцентрическую орбиту при использовании маршевой ЭРДУ с высокочастотными ионными двигателями (ВЧ ИД).

Модель космического аппарата и схема выведения

Рассматривается использование РН «Союз-2.1Б» с космодрома Байконур. В состав КА входит отделяемая маршевая двигательная установка (МДУ) на основе двигательной установки РБ «Фрегат», модуль ЭРДУ (МЭРДУ) с 2 одновременно работающими и двумя резервными ВЧ ИД, модуль служебной аппаратуры (МСП) и модуль целевой (научной) аппаратуры (МЦА).

Модуль ЭРДУ потребляет электрическую мощность 10-12 кВт (номинально – 10 кВт), создавая тягу 0.275-0.34 Н (номинально – 0.275 Н) при удельном импульсе 4500-4650 с (номинально – 4650 с). Принятые характеристики соответствуют 2 одновременно работающим ВЧ ИД РИТ-22. Конечная масса МЭРДУ $m_k^{\text{МЭРДУ}}$ после выработки ксенона оценивается по формуле:

$$m_k^{\text{МЭРДУ}} = 235.1 + 20 \cdot \text{int}[1 + m_{p.m.}/160],$$

где $m_{p.m.}$ – требуемая масса рабочего тела (ксенона).

Электрическая мощность и тяга работающей ЭРДУ принимается постоянной, не зависящей от гелиоцентрического расстояния. Для обеспечения работы ЭРДУ на гелиоцентрических удалениях более 1 а.е. требуется увеличение начальной мощности в $r^{1.7}$ раз (-1.7 – показатель степени падения электрической мощности с учетом падения светового потока и изменения к.п.д. фотоэлектрических преобразователей).

МСП включает в себя служебные бортовые системы, обеспечивающие функционирование и управление КА, в частности систему электроснабжения на основе солнечных батарей. Система электроснабжения МСП обеспечивает питанием все системы КА, включая ЭРДУ. Для оценки массы МСП используется соотношение:

$$m_{\text{МСП}} = 511 + 22 \cdot N_{\text{эл}}^{\text{ЭРДУ}} r_{\text{max}}^{1.7},$$

где $N_{\text{эл}}^{\text{ЭРДУ}}$ – электрическая мощность, потребляемая ЭРДУ (в киловаттах), r_{max} – максимальное гелиоцентрическое удаление КА, на котором работает ЭРДУ, выраженное в астрономических единицах.

Схема полета КА включает в себя выведение на опорную орбиту высотой около 200 км с наклоном 51.6° с помощью РН с последующим выведением на отлетную траекторию с помощью МДУ. После выведения на отлетную траекторию МДУ отделяется. Дальнейшее формирование гелиоцентрической траектории КА производится с помощью ЭРДУ. Рассматривается вариант прямого выведения КА на целевую гелиоцентрическую орбиту с помощью ЭРДУ и варианты с различными схемами гравитационных маневров у Земли и Венеры.

Прямые гелиоцентрические траектории перелета с малой тягой без использования гравитационных маневров

Рассмотрим возможность достижения целевой гелиоцентрической орбиты с использованием после выведения КА на отлетную траекторию только ЭРДУ (без гравитационных маневров). Рассмотрим два варианта целевой орбиты (ЦО). ЦО-1 имеет радиус перигелия $r_p = 60R_S$, большую полуось $a = 0.7$ а.е., наклонение $i = 0^\circ$, а ЦО-2 – $r_p = 60R_S$, $a = 0.7$ а.е., $i = 30^\circ$. Начальный гиперболический избыток скорости принят равным 2156.855 м/с, дата старта – 25.03.2016. Длительность перелета до ЦО-1 принята равной 3 годам, а до ЦО-2 – 5 годам.

В таблице 1 представлены основные результаты оптимизации таких траекторий перелета. Оптимизация включала в себя выбор оптимальной программы изменения углов ориентации вектора тяги, выбор оптимальных моментов включения и выключения ЭРДУ и оптимизацию направления вектора отлетного гиперболического избытка скорости.

Таблица 1 – Основные характеристики вариантов прямого перелета на целевые гелиоцентрические орбиту

	ЦО-1, длительность перелета 3 года			ЦО-2, длительность перелета 5 лет		
	0.30	0.32	0.34	0.30	0.32	0.34
Тяга ЭРДУ, Н	0.30	0.32	0.34	0.30	0.32	0.34
Удельный импульс ЭРДУ, с	4500					
Электрическая мощность ЭРДУ, кВт	10.6	11.3	12.0	10.6	11.3	12.0
Требуемая установленная мощность СБ для питания ЭРДУ, кВт	12.5	13.3	14.1	12.5	13.3	14.1
Масса КА на ЦО, кг	1619.3	1628.3	1633.5	1338.0	1350.3	1360.1
Конечная масса МЭРДУ, кг	295.1			335.1		
Масса МСП, кг	785.2	803.3	821.4	785.2	803.3	821.4
Масса МЦА, кг	538.9	529.9	516.9	217.7	211.9	203.6

Из таблицы 1 следует, что при выбранных проектно-баллистических параметрах КА и средств выведения на эллиптическую гелиоцентрическую КА с радиусом перигелия $60R_S$ за три года доставляется КА с МЦА массой свыше 500 кг. Увеличение наклонения целевой гелиоцентрической орбиты приводит к существенному увеличению времени перелета и к увеличению требуемой массы ксенона на перелет. При длительности перелета до ЦО-2 5 лет масса МЦА составит около 200 кг (см. табл. 1).

Проекция оптимальной траектории выведения КА на ЦО-2 на координатные плоскости гелиоцентрической эллиптической системы координат представлены на рис. 1, на рис. 2 представлена зависимость от времени функции переключения и тяги на оптимальной траектории прямого перелета на ЦО-2, а на рис. 3 – зависимость от времени

гелиоцентрического удаления КА. Красными линиями на рис. 1 и 3 обозначены участки работы ЭРДУ.

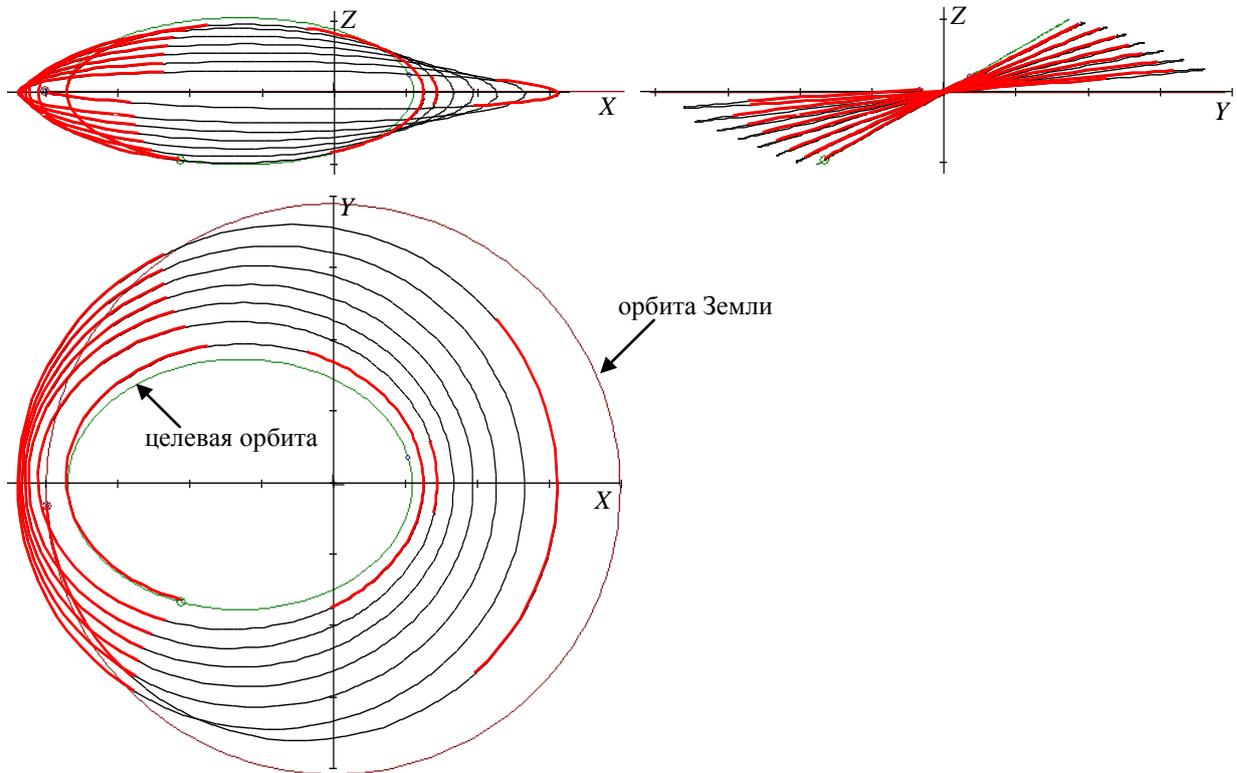


Рисунок 1 – Траектория прямого перелета на целевую орбиту с радиусом перигелия $60R_s$, большой полуосью 0.7 а.е., наклонением к плоскости эклиптики 30° ($P = 0.34$ Н, $I_{уд} = 4500$ с, $V_\infty = 2156.855$ м/с)

В таблице 2 приведены результаты оптимизации начального гиперболического избытка скорости при отлете от Земли при использовании ЭРДУ на основе РИД для перелета на ЦО-2. Оптимальный гиперболический избыток оказался равным 1100 м/с. При гиперболическом избытке в диапазоне 700-1300 м/с масса МЦА превышает 280 кг.

При снижении тяги ЭРДУ с ВЧ ИД до 0.275 Н и увеличении удельного импульса до 4650 с (что соответствует номинальным параметрам ЭРДУ на основе РИТ-22), при оптимальном отлетном гиперболическом избытке 1700 м/с и при времени перелета 5 лет, конечная масса КА на ЦО-2 равна 1341.175 кг. Таким образом, уменьшение тяги ЭРДУ с 0.34 до 0.275 Н приводит к уменьшению конечной массы КА на 50 кг. Масса МЦА уменьшается до 217.5 кг. Конечная масса ЭРДУ в этом случае равна 335.1 кг (рабочий запас ксенона 733.1 кг), а масса МСП – 788.6 кг. Проекция траектории на плоскость эклиптики представлена на рис. 4.

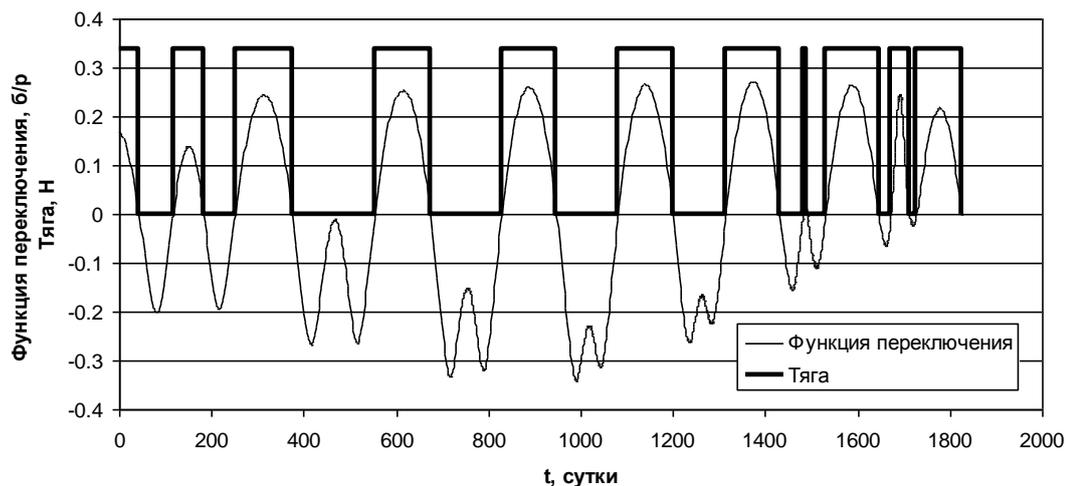


Рисунок 2 – Функция переключения и тяга на оптимальной траектории прямого перелета на ЦО-2

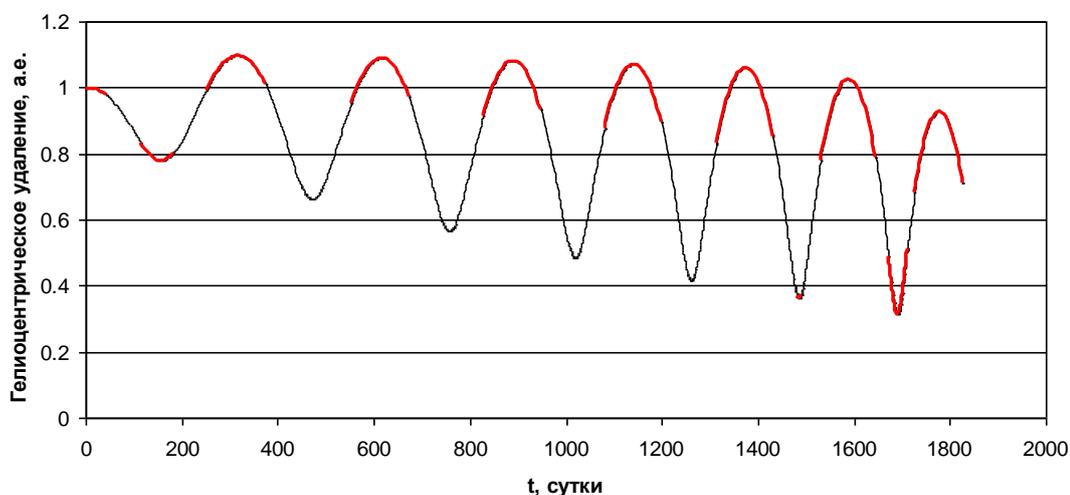


Рисунок 3 – Гелиоцентрическое удаление КА на оптимальной траектории прямого перелета на ЦО-2

Таблица 2 – Основные характеристики прямого перелета КА на ЦО-2 ($r_p = 60R_s$, $a = 0.7$ а.е., $i = 30^\circ$) от начального гиперболического избытка скорости. Длительность перелета 5 лет (1826 суток), тяга 0.34 Н, удельный импульс 4500 с

Гиперболический избыток скорости, м/с	Масса КА на отлетной траектории, кг	Масса КА на целевой орбите, кг	Затраты ксенона, кг	Масса МЦА, кг
0	2192.1	1356.004	836.096	231.2
500	2181.7	1380.294	801.406	255.5
700	2171.7	1386.401	785.299	281.6
900	2158.5	1390.309	768.191	285.5
1100	2142.1	1391.902	750.198	287.1
1300	2122.5	1391.08	731.42	286.3
1500	2099.9	1387.87	712.03	283.1
1700	2074.3	1382.211	692.089	277.4
2156.855	2005.0	1360.115	644.885	255.3

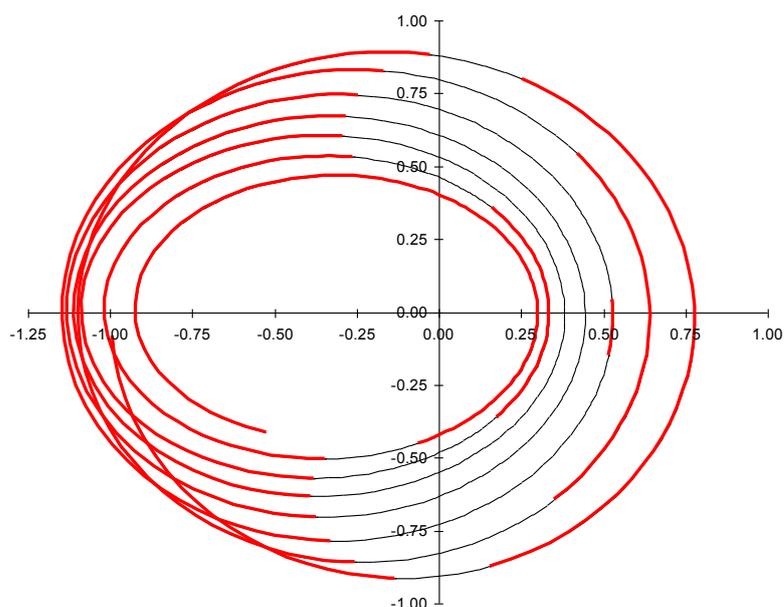


Рисунок 4 – Траектория прямого перелета на целевую орбиту с радиусом перигелия $60R_s$, большой полуосью 0.7 а.е., наклонением к плоскости эклиптики 30° ($P = 0.275$ Н, $I_{уд} = 4650$ с, $V_\infty = 1700$ м/с)

Основные идеи, используемые при проектировании гелиоцентрических траекторий перелета с малой тягой с использованием гравитационных маневров

Основные идеи проектирования траектории гелиофизического КА с малой тягой и гравитационными маневрами заключаются в следующем:

1) Траектория выведения разделяется на эклиптическую фазу и фазу поворота плоскости орбиты. Основной задачей эклиптической фазы является понижение радиуса перигелия до 30-60 радиусов Солнца, а основной задачей фазы поворота плоскости орбиты – увеличение наклонения орбиты. В результате, требуемый радиус перигелия и требуемое наклонение орбиты достигаются в разное время, как и на траекториях с большой тягой. Выбор последовательности фаз определяется приоритетностью научных задач и результатами оптимизации траектории.

2) Для обеспечения конечного значения наклонения порядка 30° требуемый гиперболический избыток скорости при подлете к планете, у которой совершается серия гравитационных маневров, должен составлять около половины скорости ее орбитального гелиоцентрического движения.

3) Для обеспечения требуемой большой величины гиперболического избытка скорости используются траектории с малой тягой и с гравитационными маневрами у Земли или у Земли и Венеры.

4) Для уменьшения радиуса перигелия и изменения наклона орбиты КА целесообразно использование серии последовательных гравитационных маневров у одной и той же планеты, следующих друг за другом через промежуток времени, кратный периоду обращения этой планеты вокруг Солнца. Таким образом, в промежутках между гравитационными маневрами гелиоцентрическая траектория КА должна быть близкой к орбите, находящейся в орбитальном резонансе с орбитой планеты, у которой проводятся гравитационные маневры.

5) Для сокращения времени перелета целесообразно использовать массивную планету с возможно меньшим периодом обращения. Этим условиям наилучшим образом удовлетворяют Венера и Земля.

6) Для сокращения времени выведения следует использовать орбитальные резонансы возможно меньшего порядка (1:1, 1:2, 2:3, 3:4, 3:5).

7) Для сокращения времени выведения следует использовать малую тягу на участках траектории между гравитационными маневрами.

8) Для уменьшения массы системы электроснабжения, необходима минимизация максимального гелиоцентрического удаления КА на участках работы ЭРДУ.

Гелиоцентрические траектории перелета с малой тягой с начальной последовательностью пролетов планет Венера-Земля-Венера

Рассмотрим гелиоцентрическую траекторию гелиофизического КА с малой тягой и с тремя первыми гравитационными маневрами у Венеры, Земли и Венеры (маршрут ЗВЗВ). Везде, если это не оговорено особо, высота минимального пролета над поверхностью Земли и Венеры при проведении гравитационных маневров принята равной 450 км.

Общая схема траектории ЗВЗВ-1 (ее проекция на плоскость эклиптики) представлена на рис. 5. Окна старта для траектории такого типа повторяются каждый синодический период Венеры, то есть с периодом 583.92 суток (1.6 года).

Вариант траектории с умеренной величиной минимального гелиоцентрического удаления (50-60 радиусов Солнца)

Дата старта представленной на рис. 5 траектории ЗВЗВ-1 – 20.05.2015, 00:00:00.0 UTC. Начальный гиперболический избыток скорости равен 2500 м/с. Следует отметить, что этот гиперболический избыток близок к минимально допустимому в рассматриваемом случае использования ЭРДУ с ВЧ ИД тягой 0.275 Н с удельным импульсом 4650 с (при гиперболическом избытке скорости 2400 м/с решения для заданного участка перелета к Венере уже не существует). Масса КА на отлетной от Земли траектории равна 1914.3 кг.

Продолжительность перелета по участку Земля-Венера равна 123 суткам. Этот участок траектории состоит из начального активного и конечного пассивного участка (зависимость тяги от времени представлена на рис. 6). К Венере подлетает КА массой 1872.477 кг с подлетным гиперболическим избытком 4708.845 м/с. Гелиоцентрическая орбита КА на момент первого подлета к Венере (20.09.2015 00:00:00.0 UTC) имеет радиус перигелия 0.691661 а.е., радиус афелия 1.007815 а.е. и наклонение 3.5374°.

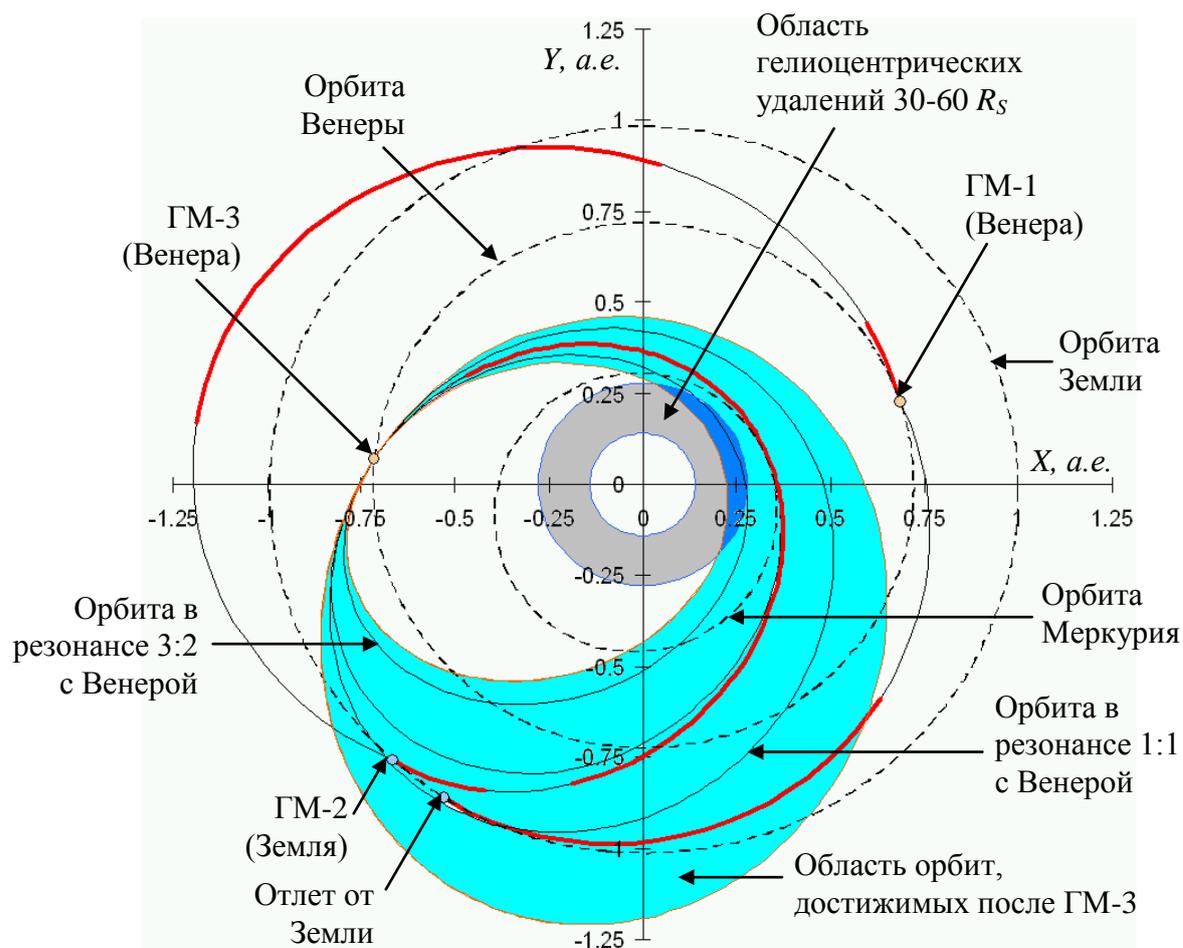


Рисунок 5 – Проекция на плоскость эклиптики гелиоцентрической траектории выведения гелиофизического КА с ЭРДУ на основе ВЧ ИД и с последовательными гравитационными маневрами у Венеры, Земли и Венеры (траектория ЗВЗВ-1)

Для осуществления первого гравитационного маневра (ГМ-1), КА совершает пролет у Венеры на минимальной высоте 450 км. В результате ГМ-1 КА переводится на гелиоцентрическую орбиту со следующими параметрами: радиус перигелия 0.721112 а.е., радиус афелия 1.223421 а.е. и наклонение 3.7567°.

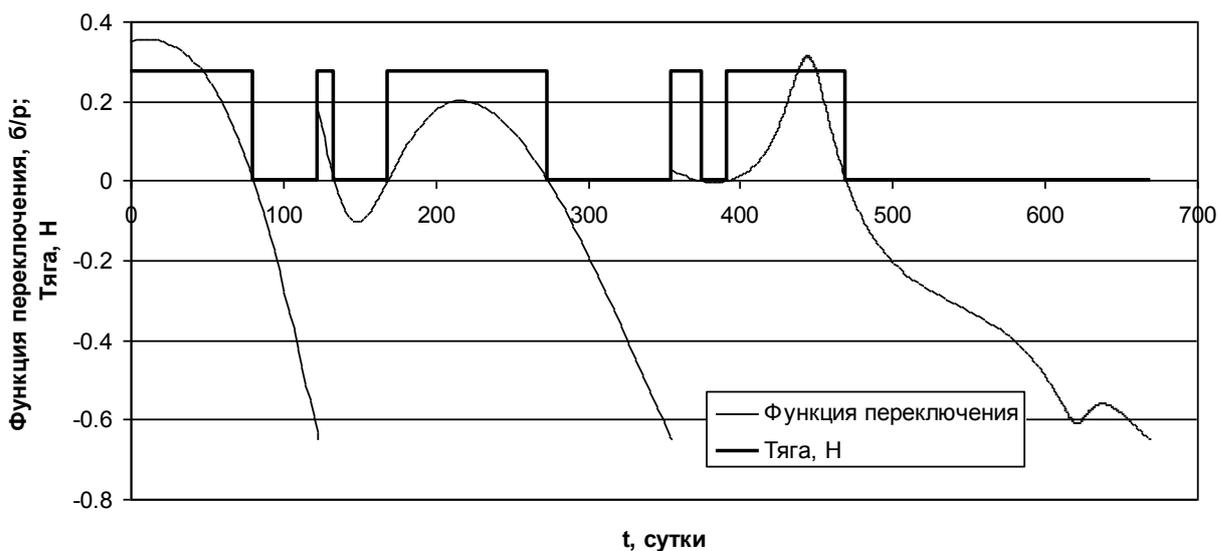


Рисунок 6 – Зависимость тяги и функции переключения от времени

Перелет от Венеры к Земле начинается с непродолжительного активного участка и включает последовательность из двух активных и двух пассивных участков траектории. На этом участке достигается максимальное гелиоцентрическое удаление КА, около 1.2 а.е. КА подлетает к Земле, имея массу 1812.144 кг и подлетный гиперболический избыток скорости 9251.403 м/с. Гелиоцентрическая орбита КА на момент подлета к Земле (09.05.2016 00:00:00.0 UTC) имеет радиус перигелия 0.634313 а.е., радиус афелия 1.203073 а.е. и наклонение 3.6056° .

В результате гравитационного маневра у Земли (ГМ-2, высота пролета 450 км) радиус перигелия становится равным 0.348833 а.е., радиус афелия – 1.022739 а.е., а наклонение – 4.5714° .

Перелет от Венеры к Земле начинается с активного участка и включает последовательность из двух активных и двух пассивных участков траектории. К Венере подлетает КА массой 1760.733 кг с подлетным гиперболическим избытком скорости 16527.817 м/с. Гелиоцентрическая орбита КА на момент второго подлета к Венере (19.03.2017 00:00:00.0 UTC) имеет радиус перигелия 0.325508 а.е., радиус афелия 0.940483 а.е. и наклонение 4.2665° .

Принимая минимальную высоту пролета Венеры в третьем гравитационном маневре (ГМ-3) равной, как и в предыдущих, 450 км, можно получить область достижимых гелиоцентрических орбит КА после ГМ-3. На рис. 5 – это затемненная область между двумя эллиптическими орбитами.

Минимальный достижимый радиус перигелия после ГМ-3 – 0.221587 а.е. (47.63 радиуса Солнца). При этом радиус афелия равен 0.817183 а.е., наклонение 4.326° , период обращения вокруг Солнца – 136.7201 суток (0.608435 от орбитального периода Венеры).

Максимальный достижимый радиус перигелия после ГМ-3 – 0.455080 а.е. (97.81 радиуса Солнца). При этом радиус афелия равен 1.231411 а.е., наклонение 4.326° , период обращения вокруг Солнца – 282.8326 суток (1.258668 от орбитального периода Венеры).

Из рис. 5 видно, что орбиты, находящиеся в резонансе 1:1 и 2:3 с Венерой находятся в области, достижимой после ГМ-3. Орбитальный резонанс 1:1 с Венерой достигается при радиусе перигелия 0.410571 а.е. (88.25 радиусов Солнца) и при наклонении 11.051° , а орбитальный резонанс 2:3 – при радиусе перигелия 0.264614 а.е. (56.88 радиусов Солнца) и при наклонении 11.017° .

Для реализации дальнейшей последовательности гравитационных маневров у Венеры с целью увеличения наклонения орбиты КА, необходимо выведение КА после ГМ-3 на резонансную орбиту, чтобы после целого числа оборотов Венеры и целого числа оборотов КА вокруг Солнца реализовать очередной гравитационный маневр в той же точке пространства, что и предыдущий (это необходимо, так как плоскость орбиты КА в результате гравитационных маневров поворачивается вокруг гелиоцентрического радиус-вектора Венеры в момент гравитационного маневра). Орбитальный резонанс 1:1 с Венерой при располагаемом на рассматриваемой траектории гиперболическом избытке скорости обеспечивает радиус перигелия после ГМ-3 порядка 0.4 а.е., что существенно больше 60 радиусов Солнца. Поэтому в дальнейшем рассматривается выведение КА в результате проведения ГМ-3 в орбитальный резонанс 2:3 с Венерой.

При орбитальном резонансе 2:3 сближения КА с Венерой происходят через каждые 3 оборота КА и через каждые 2 оборота Венеры вокруг Солнца, то есть каждые 449.4 суток (1.23 года). Основные характеристики траектории пассивного полета КА после ГМ-3 в орбитальном резонансе 2:3 с Венерой с последовательностью гравитационных маневров у Венеры для увеличения наклонения орбиты КА при минимальной высоте пролета Венеры 450 км приведены в табл. 3. В этой таблице используются следующие обозначения: t – время полета, m – масса КА, V_∞ – гиперболический избыток скорости, α_∞ – прямое склонение гиперболического избытка скорости в инерциальной гелиоцентрической эклиптической системе координат, δ_∞ – склонение гиперболического избытка скорости в инерциальной гелиоцентрической эклиптической системе координат, i – наклонение орбиты КА к плоскости эклиптики, r_p – радиус перигелия орбиты КА, T – период орбиты КА, T_s – орбитальный (сидерический) период Венеры, RS – радиус Солнца.

Таблица 3 – Основные характеристики траектории пассивного полета КА после ГМ-3 на траектории ЗВЗВ-1 в орбитальном резонансе 2:3 с Венерой с последовательностью гравитационных маневров у Венеры для увеличения наклона орбиты КА при минимальной высоте пролета Венеры 450 км

		t	m	V_{∞}	α_{∞}	δ_{∞}	i	r_p		T/T_v
		сутки	кг	км/с	град.	град.	град.	а.е.	RS	--
1		2	3	4	5	6	7	8	9	10
ГМ-3	до	669.000	1760.733	16.52782	151.35883	-0.51008	4.266	0.325508	69.96	0.8186
	после		1760.733		138.66182	-13.0882	11.017	0.264614	56.88	0.6667
ГМ-4	до	1118.416	1760.733	16.52782	138.66182	-13.0882	11.017	0.264614	56.88	0.6667
	после		1760.733		133.16168	-30.1360	19.896	0.300795	64.65	0.6667
ГМ-5	до	1567.831	1760.733	16.52782	133.16168	-30.1360	19.896	0.300795	64.65	0.6667
	после		1760.733		120.68890	-44.9816	25.798	0.348751	74.96	0.6667
ГМ-6	до	2017.247	1760.733	16.52782	120.68890	-44.9816	25.798	0.348751	74.96	0.6667
	после		1760.733		97.06901	-54.3212	28.342	0.382163	82.14	0.6667

Из таблицы 3 видно, что 4 последовательных гравитационных маневров у Венеры, разделенные участками движения КА в резонансе 2:3 с Венерой, позволяют увеличить наклонение орбиты КА до 28.342° через 5.5 лет после старта. Уход с резонансной орбиты после ГМ-6 позволяет увеличить наклонение всего на 0.12° , до 28.462° . Минимальный радиус перигелия (56.88 радиуса Солнца) достигается после ГМ-3, через 1.83 года после старта. Масса МЦА при использовании такой траектории может достигать 694.7 кг.

Проекция траектории на плоскость эклиптики и плоскость YZ инерциальной гелиоцентрической эклиптической системы координат представлены на рис. 7 и 8.

Важными особенностями рассматриваемой траектории является, во-первых, относительно раннее окончание последнего маршевого участка ЭРДУ – на 469-е сутки полета, более чем за виток до проведения ГМ-3 у Венеры. По окончании этого участка модуль ЭРДУ может быть, при необходимости, отделен от КА. Незначительные коррекции для обеспечения последующих гравитационных маневров могут быть обеспечены либо небольшой корректирующей двигательной установкой, либо двигателями ориентации. Второй особенностью является относительно большое минимальное гелиоцентрическое удаление КА при полете с работающей ЭРДУ (на уровне гелиоцентрического удаления Меркурия), что позволяет облегчить решение задачи обеспечения теплового режима на маршевых участках полета.

Недостатком рассмотренной траектории является большое время выведения. При использовании 6 гравитационных маневров время перелета составляет 5.5 лет.

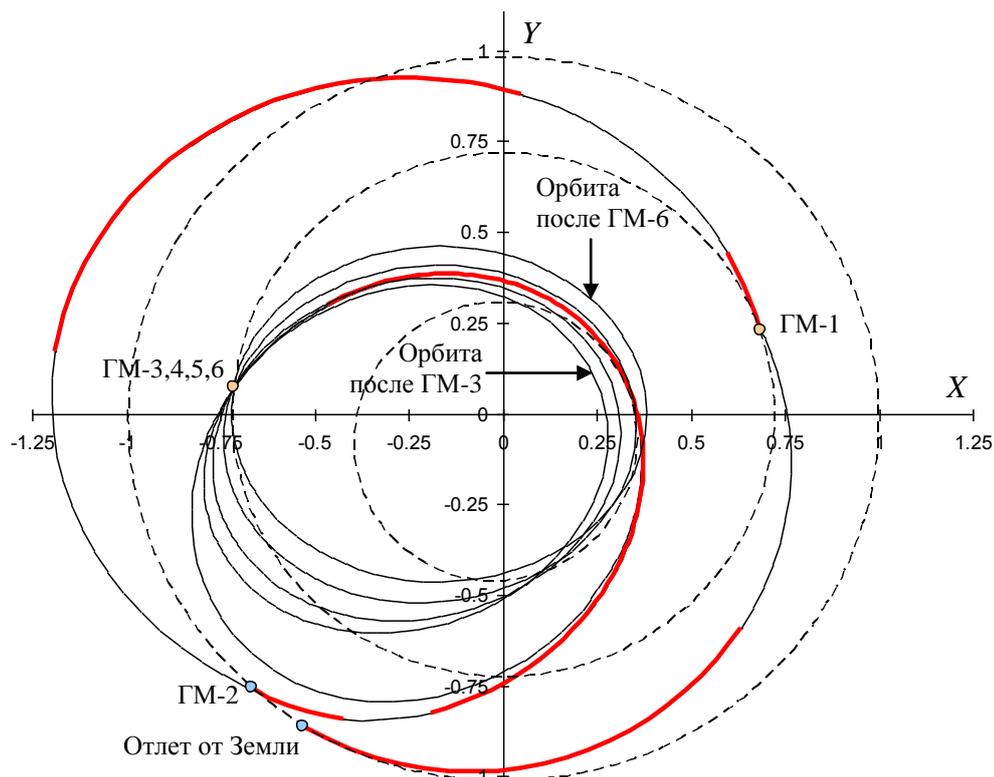


Рисунок 7 – Проекция на плоскость эклиптики варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВВ и с выходом в орбитальный резонанс 2:3 с Венерой после ГМ-3

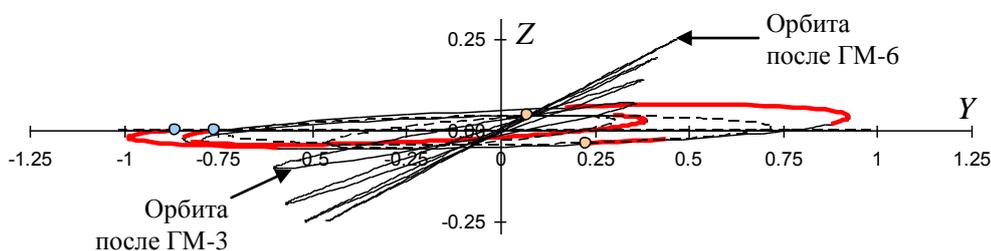


Рисунок 8 – Проекция на плоскость YZ инерциальной гелиоцентрической эклиптической системы координат варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВВ и с выходом в орбитальный резонанс 2:3 с Венерой после ГМ-3

Сокращения длительности фазы поворота плоскости орбиты можно достичь с помощью использования на этой фазе ЭРДУ. В таблице 4 приведены основные характеристики траектории активного полета после ГМ-3 в окрестности орбитального резонанса 2:3 с Венерой с последовательностью гравитационных маневров у Венеры для увеличения наклонения орбиты КА при минимальной высоте пролета Венеры 450 км. За счет тяги ЭРДУ удастся сократить количество требуемых гравитационных маневров у Венеры и увеличить конечное наклонение орбитальной плоскости КА к плоскости эклиптики до 31.028° . Время достижения максимального наклонения сокращается на 2 орбитальных

периода Венеры, до 4.29 лет от момента старта. Масса МЦА при использовании такой траектории может достигать 461.8 кг.

Таблица 4 – Основные характеристики траектории активного полета после ГМ-3 на траектории ЗВЗВ-1 в окрестности орбитального резонанса 2:3 с Венерой с последовательностью гравитационных маневров у Венеры для увеличения наклона орбиты КА при минимальной высоте пролета Венеры 450 км

		t	m	V_{∞}	α_{∞}	δ_{∞}	i	r_p		T/T_e
		сутки	кг	км/с	град.	град.	град.	а.е.	RS	--
1		2	3	4	5	6	7	8	9	10
ГМ-3	до	669.000	1760.733	16.52782	151.3588	-0.51008	4.267	0.325508	69.97	0.8186
	после				138.6618	-13.0882	11.017	0.264614	56.88	0.6667
ГМ-4	до	1118.416	1639.199	17.00000	136.6775	-22.0000	16.414	0.275467	59.21	0.6667
	после				128.6963	-37.4914	23.819	0.319479	68.67	0.6667
ГМ-5	до	1567.831	1532.766	18.00000	121.4510	-45.0000	28.392	0.341526	73.41	0.6667
	после				103.1520	-55.0000	31.028	0.395475	85.00	0.6832

На рассматриваемой траектории после ГМ-3 ЭРДУ не работает в окрестности перигелия, поэтому возможно проведение программы научных исследований на минимальном расстоянии от Солнца без ограничений, накладываемых необходимостью обеспечения работы ЭРДУ. Тем не менее, в данном варианте требуется работа ЭРДУ на относительно малом гелиоцентрическом удалении (около 0.3 а.е.). Кроме того, требуются меры по обеспечению возможности включения ЭРДУ после прохождения перигелия (около 0.25 а.е.).

Проекции на плоскости ХУ и YZ инерциальной гелиоцентрической эклиптической системы координат варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВ и с активным полетом в окрестности орбитального резонанса 2:3 с Венерой после ГМ-3 представлены на рис. 9 и 10 соответственно.

Активные участки показаны толстыми линиями, а конечная целевая орбита с наклоном 31.028° - пунктирной линией.

На рис. 11 представлены зависимости от времени тяги и функции переключения тяги на этой траектории. Траектория включает в себя 15 участков работы ЭРДУ, 10 из которых имеют место после ГМ-3.

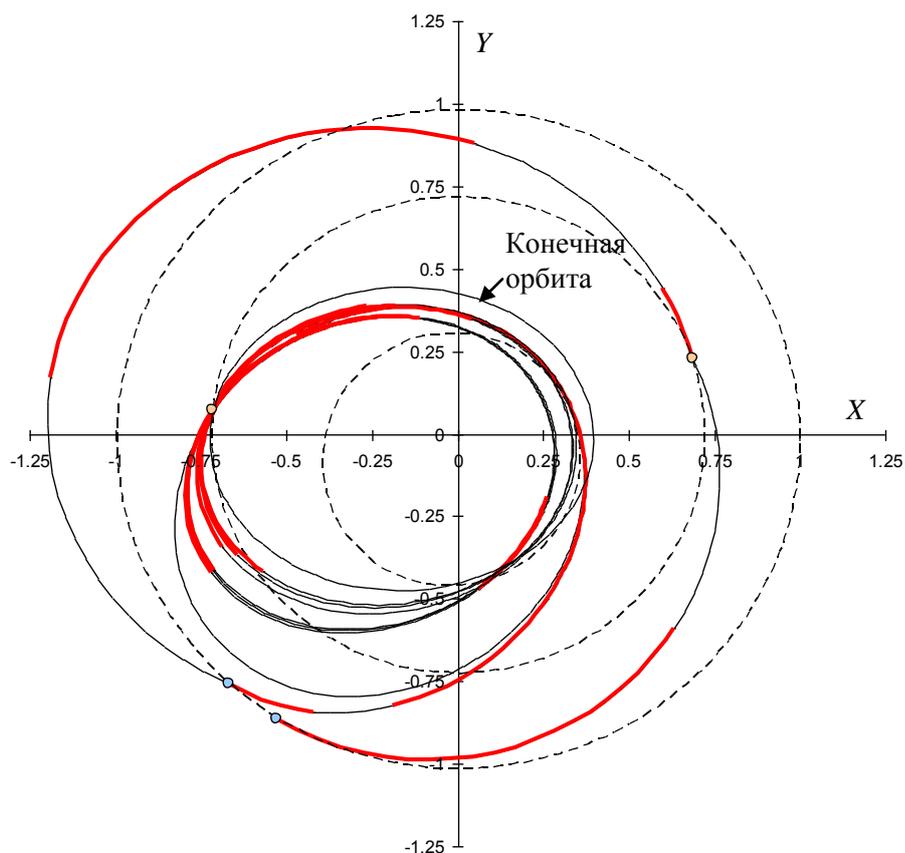


Рисунок 9 – Проекция на плоскость эклиптики варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВ и с активным полетом в окрестности орбитального резонанса 2:3 с Венерой после ГМ-3

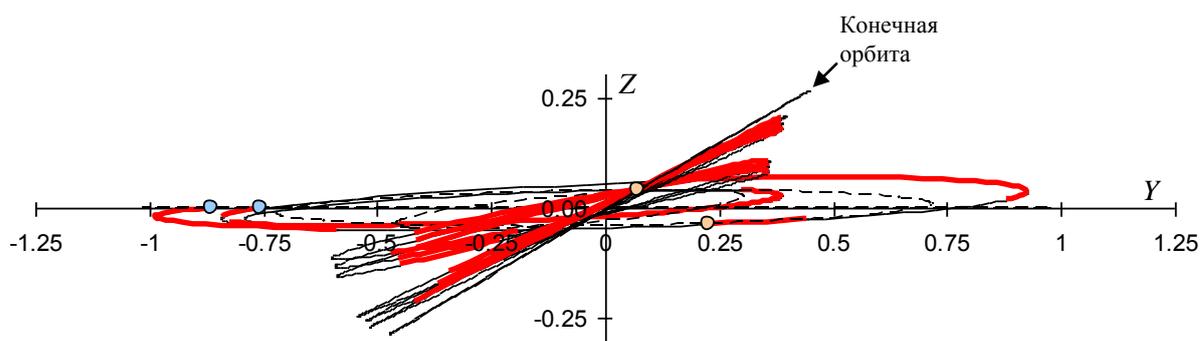


Рисунок 10 – Проекция на плоскость YZ инерциальной гелиоцентрической эклиптической системы координат варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВ и с активным полетом в окрестности орбитального резонанса 2:3 с Венерой после ГМ-3

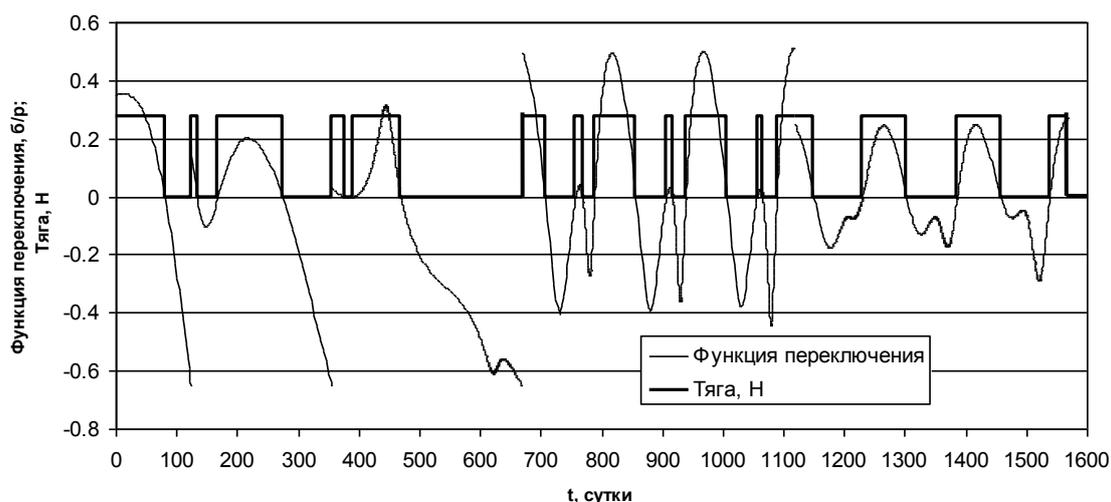


Рисунок 11 – Зависимость от времени тяги и функции переключения на траектории с активным движением после ГМ-3

Вариант траектории с малой величиной минимального гелиоцентрического удаления (30-50 радиусов Солнца)

Рассмотрим возможность построения гелиоцентрических траекторий ЗВЗВ-2 с меньшим радиусом перигелия при использовании ЭРДУ с ВЧ ИД (тяга 0.275 Н, удельный импульс 4650 с).

Дата старта представленной на рис. 12, 13 траектории – 20.05.2015, 00:00:00.0 UTC. Начальный гиперболический избыток скорости равен 2500 м/с, масса КА на отлетной от Земли траектории – 1914.3 кг. Первый участок гелиоцентрической траектории – перелет от Земли к Венере – полностью совпадает с первым участком рассмотренной ранее траектории ЗВЗВ-1.

Перелет от Венеры до Земли занимает 242 суток. Гравитационный маневр у Земли ГМ-2 проводится 19.5.2016. Масса КА при подлете к Земле равна 1846.570 кг, а величина гиперболического избытка скорости – 8422.340 м/с.

Очередной участок перелета от Венеры к Земле занимает 311 суток. КА подлетает к Венере 26.3.2017 с гиперболическим избытком скорости 16420.58 м/с. Дальнейшее движение КА предполагается пассивным. Третий (второй у Венеры) гравитационный маневр ГМ-3 переводит КА на орбиту, находящуюся в резонансе 3:5 с Венерой (то есть КА совершает 5 оборотов вокруг Солнца, пока Венера совершает 3 оборота). На этой орбите достигается радиус перигелия 47.10 радиусов Солнца. Такая орбита достигается через 676 суток (1.85 лет) полета. 4-й гравитационный маневр у Венеры (ГМ-4) на 1350-е сутки (через 3.7 лет после старта) полета переводит КА в орбитальный резонанс 1:2 с Венерой, при котором КА делает 2 оборота вокруг Солнца за время 1 оборота Венеры. После ГМ-4 достигается радиус

перигелия 34.21 радиусов Солнца. ГМ-5 у Венеры (1574-е сутки полета) сохраняет резонанс 1:2, увеличивает наклонение до 19.1° и радиус перигелия до 38.16 радиусов Солнца. Последний гравитационный маневр у Венеры, ГМ-6, производится на 1799-е сутки полета (4.9 лет после старта). В результате ГМ-6 наклонение увеличивается до 23.15° , а высота перигелия – до 41.02 радиусов Солнца.

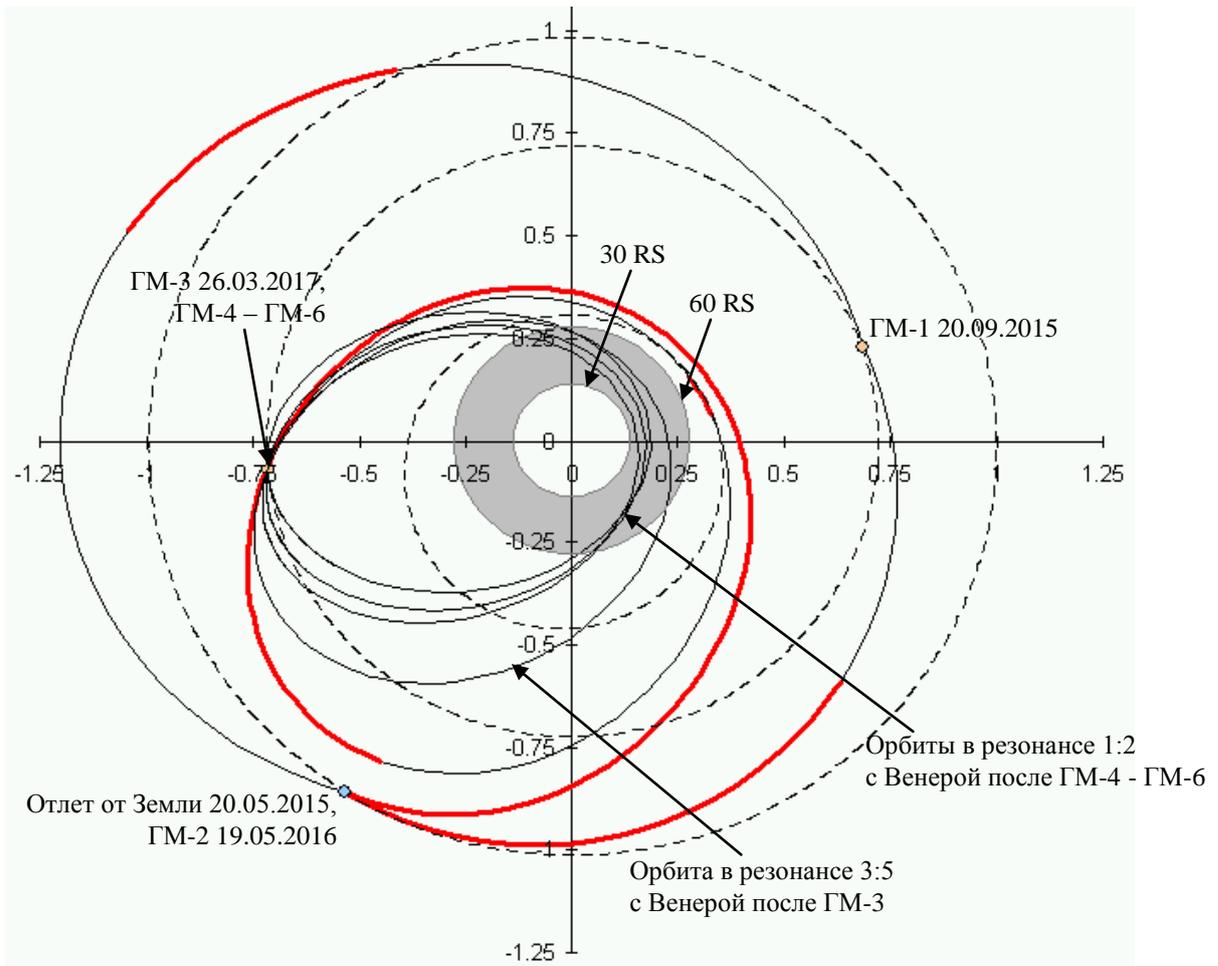


Рисунок 12 – Проекция на плоскость эклиптики варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВВ и с использованием орбитального резонанса 3:5 и 1:2 с Венерой после ГМ-3

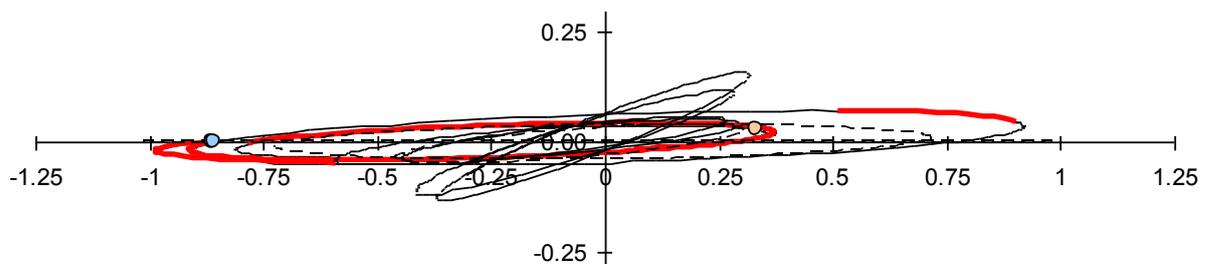


Рисунок 13 – Проекция на плоскость YZ инерциальной эклиптической системы координат варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВВ и с использованием орбитального резонанса 3:5 и 1:2 с Венерой после ГМ-3

Основные характеристики траектории пассивного полета КА после ГМ-3 в орбитальном резонансе 3:5, а затем 1:2 с Венерой с последовательностью гравитационных маневров у Венеры для уменьшения радиуса перигелия и увеличения наклона орбиты КА приведены в табл. 5.

Таблица 5 – Основные характеристики траектории пассивного полета КА после ГМ-3 на траектории ЗВЗВ-2 в орбитальном резонансе 3:5, а затем 1:2 с Венерой с последовательностью гравитационных маневров у Венеры для уменьшения радиуса перигелия и увеличения наклона орбиты КА при минимальной высоте пролета Венеры 450 км

		t	m	V_{∞}	α_{∞}	δ_{∞}	i	r_p		T/T_E
		сутки	кг	км/с	град.	град.	град.	а.е.	RS	--
1		2	3	4	5	6	7	8	9	10
ГМ-3	до	676.000	1743.643	16.42058	160,5652	0,893227	4,0980	0,311978		0,7863
	после		1743.643	16.42058	143,3620	-4,41	6,9678	0,219111	47,10	0,6000
ГМ-4	до	1350.126	1743.643	16.42058	143,3620	-4,41	6,9678	0,219111	47,10	0,6000
	после		1743.643	16.42058	125,3978	-6,35	8,6053	0,159165	34,21	0,5000
ГМ-5	до	1574.834	1743.643	16.42058	125,3978	-6,35	8,6053	0,159165	34,21	0,5000
	после		1743.643	16.42058	116,3550	-22,0766	19,1096	0,177542	38,16	0,5000
ГМ-6	до	1799.543	1743.643	16.42058	116,3550	-22,0766	19,1096	0,177542	38,16	0,5000
	после		1743.643	16.42058	98,23409	-29,1538	23,1538	0,190845	41,02	0,5000

Последнее включение ЭРДУ на этой траектории производится перед ГМ-3. Конечная масса КА составляет 1743.643 кг, а максимальная масса МЦА – 649.1 кг.

Из полученных результатов видно, что небольшая вариация времени проведения гравитационных маневров на эллиптической фазе траектории и переход на другую последовательность резонансных орбит после ГМ-3 позволяет существенно снизить минимальный радиус перигелия. При этом, однако, переход на резонанс 1:2 существенно ограничивает максимальное наклонение.

Чтобы достичь величины наклона около 30° , рассмотрим использование ЭРДУ на участке траектории между ГМ-3 и ГМ-4. Фактически, на участке движения между ГМ-3 и ГМ-4 КА переводится из орбитального резонанса 3:5 в орбитальный резонанс 1:2 с Венерой, при этом наклонение увеличивается на 8.6° . В результате конечная масса КА уменьшается до 1448.223 кг, а масса МНА – до 333.6 кг. В результате, после промежуточных пролетов перигелия на гелиоцентрическом удалении 34.4-47.1 радиусов Солнца, через 4.9 лет полета достигается наклонение 30° .

Основные характеристики траектории представлены на рис. 14-16 и в табл. 6.

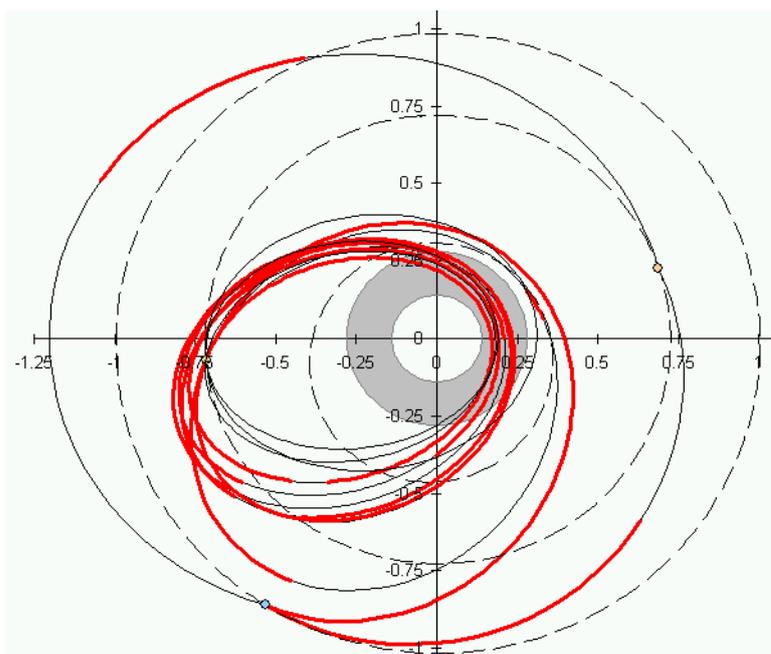


Рисунок 14 – Проекция на плоскость эклиптики варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВВ и с активным полетом для перехода между орбитальными резонансами 3:5 и 1:2 с Венерой после ГМ-3

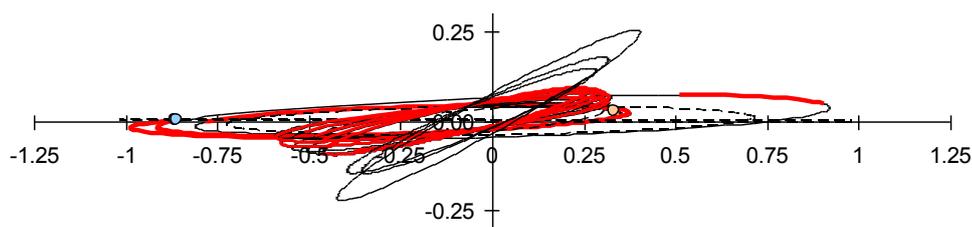


Рисунок 15 – Проекция на плоскость YZ инерциальной эклиптической системы координат варианта гелиоцентрической траектории КА с перелетом по маршруту ЗВЗВВВВ и с активным полетом для перехода между орбитальными резонансами 3:5 и 1:2 с Венерой после ГМ-3

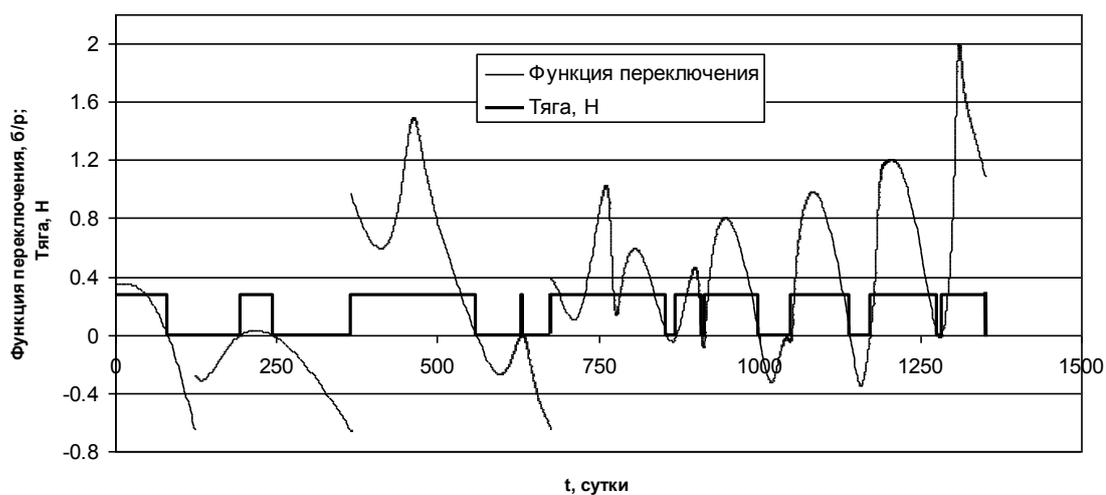


Рисунок 16 – Зависимость от времени тяги и функции переключения на траектории с активным движением после ГМ-3

Возможно досрочное прекращение цепочки гравитационных маневров с увеличением наклона, если в результате текущего гравитационного маневра КА выводится на нерезонансную орбиту.

Так, после ГМ-4 достижима орбита с наклоном 24.78364° и радиусом перигелия 0.209649 а.е. (45.06 RS), при этом ее период равен 0.529659 периода Венеры ($\alpha_\infty = 119^\circ$, $\delta_\infty = -30.6729^\circ$). Время полета до выхода на эту орбиту – 1350.126 суток (3.7 года). После ГМ-5 достижима орбита с наклоном 29.23089° и радиусом перигелия 0.279076 а.е. (59.98 RS), при этом ее период равен 0.577573 периода Венеры ($\alpha_\infty = 108.9^\circ$, $\delta_\infty = -43.5426^\circ$). Время полета до выхода на эту орбиту – 1574.834 суток (4.3 года).

Таблица 6 – Основные характеристики траектории активного полета после ГМ-3 на траектории ЗВЗВ-2 в окрестности орбитального резонанса 2:3 с Венерой с последовательностью гравитационных маневров у Венеры для увеличения наклона орбиты КА при минимальной высоте пролета Венеры 450 км

		t	m	V_∞	α_∞	δ_∞	i	r_p		T/T_v
		сутки	кг	км/с	град.	град.	град.	а.е.	RS	--
1		2	3	4	5	6	7	8	9	10
ГМ-3	до	676.000	1743.643	16.42058	160.5652	-0.8932	4.098	0.311978	69.97	0.7863
	после				143,3620	-4,41	6,9678	0,219111	47,10	0,6000
ГМ-4	до	1350.126	1448.223	17.31679	124.3479	-15.0000	15.624	0.160041	34.40	0.5000
	после				112,7689	-27,4046	23,688	0,181913	39,10	0,5000
ГМ-5	до	1574.834	1448.223	17.31679	112.7689	-27.4046	23.688	0.181913	39.10	0.5000
	после				94,5882	-31,9960	25,824	0,190744	41,00	0,5000
ГМ-6	до	1799.541	1448.223	17.31679	94.5882	-31.9960	25.824	0.190744	41.00	0.5000
	после				94,5882	-48,4184	30,042	0,312319	67,13	0,6035

Выводы

Проведен анализ и оптимизация вариантов траекторий гелиофизического КА с ЭРДУ. Проведен анализ и оптимизация прямой схемы выведения на целевую гелиоцентрическую орбиту и схем выведения с использованием последовательности гравитационных маневров у Земли и Венеры на эллиптической фазе перелета (фазе уменьшения радиуса перигелия) и с использованием последовательности нескольких гравитационных маневров у Венеры с выведением КА на резонансные с Венерой орбиты на фазе увеличения наклона орбиты. Во всех вариантах на эллиптической фазе используется ЭРДУ, а фазы увеличения наклона были рассмотрены в варианте полностью пассивного полета или в варианте с использованием ЭРДУ.

Проведен анализ возможности и целесообразности использования различных орбитальных резонансов с Венерой. Показано, что для задачи достижения минимальных гелиоцентрических удалений целесообразно использовать последовательность орбит, находящихся в резонансе 3:5 и 1:2 с Венерой, а для достижения максимального наклона к плоскости эклиптики – орбитальные резонансы 2:3.

Проведенный проектно-баллистический анализ показывает возможность и перспективность использования ЭРДУ с ВЧ ИД для выведения гелиофизических КА на целевые гелиоцентрические орбиты.

К преимуществам рассматриваемых схем выведения перед вариантом без использования ЭРДУ относятся:

- уменьшение времени перелета по сравнению баллистической схемой выведения,
- возможность увеличения массы КА на целевой орбите и массы МЦА,
- сокращение требуемого количества гравитационных маневров.

При использовании ВЧ ИД в составе маршевой ЭРДУ КА (суммарная тяга 0.275 Н, удельный импульс 4650 с) и РН «Союз-2.1Б» возможна реализация прямого перелета на гелиофизического КА целевую гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60 радиусов Солнца и с наклоном 30° за время не более 5 лет. При этом масса МЦА может достигать 217 кг, а требуемый огневой ресурс каждого из четырех двигателей в составе ЭРДУ составляет 16884 часа.

Траектории типа ЗВЗВ-1 с выходом в орбитальный резонанс 2:3 с Венерой после ГМ-3 и дальнейшим пассивным полетом обеспечивают достижение радиуса перигелия 56.88 радиусов Солнца через 1.83 года и наклона 28.34° через 4.8 лет. ЭРДУ с ВЧ ИД доставляет на целевую орбиту КА с МЦА массой до 695 кг, при этом требуемый средний огневой ресурс на двигатель составляет 3537 часов.

Использование ЭРДУ после ГМ-3 позволяет увеличить конечное наклонение до 31.03° и сократить время его достижения до 4.3 лет. Масса МЦА достигает 462 кг, а требуемый средний огневой ресурс одного двигателя равен 8787 часов.

Траектории типа ЗВЗВ-2 с пассивным движением после ГМ-3 в орбитальных резонансах 3:5 и 1:2 с Венерой позволяют достичь радиуса перигелия 47.1 радиуса Солнца через 1.85 лет, 34.2 радиуса – через 3.7 лет. Наклонение 23.15° достигается через 4.9 лет. Масса МЦА равна 649 кг, а требуемый ресурс ВЧ ИД – 3930 часов. При использовании ЭРДУ после ГМ-3 удастся достичь наклона 30° через 4.9 лет, однако при этом масса МНА уменьшается до 334 кг и требуется средний ресурс на двигатель 10734 часов.

Библиографический список

1. Extract of Ulysses Section. ESA's Report to the 37th COSPAR Meeting. ESA SP-1312, Montreal, Canada, 2008, 8 pp.
2. Titan/Centaur D-1T, TC-2, Helios A. Flight Data Report. NASA TM X-71838, 1975, 343 pp.
3. Solar Orbiter. Assessment Phase. Final Executive Report. ESA, SCI-A/2005/054/NR, 2005, 30 pp.
4. Feasible Mission Designs for Solar Probe Plus to Launch in 2015, 2016, 2017, or 2018. APL, 2008, 12 pp.
5. Solar Probe+ Mission Engineering Study Report. Prepared for NASA's Heliophysics Division By The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (Under Contract NNN06AA01C), 2008, 146 pp.

Сведения об авторах

Лёб Хорст Вольфганг, профессор Гиссенского университета им. Юстуса Либига, Германия, научный руководитель лаборатории ВЧ ИД Московского авиационного института (государственного технического университета), доктор (Dr.rer.nat.).

H-Buffering 16, D 35392 Giessen, Germany;

тел.: 0049-641-9933130, e-mail: Horst.w.loeb@expl.physik.uni-giessen.de

Петухов Вячеслав Георгиевич, доцент Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.

Ленинградское ш., д. 5, а/я 43, Москва, 125080;

тел.: (499)158-40-95; e-mail: vgpetukhov@gmail.com

Попов Гарри Алексеевич, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н., академик.

Ленинградское ш., д. 5, а/я 43, Москва, 125080;

тел.: (499)158-00-20; e-mail: riame@sokol.ru