

УДК 629.78

Анализ одной схемы полета космического аппарата для исследования солнца

Константинов М.С*., Мин Тейн**

Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: mkonst@bk.ru*

***e-mail: minnntheino@gmail.com*

Аннотация

Предлагается некоторая система рабочих гелиоцентрических орбит для исследования Солнца. На каждой из орбит космический аппарат делает один или несколько витков относительно Солнца. Эти орбиты характеризуются относительно небольшим радиусом перигелия и относительно большим наклоном, позволяющим исследовать полярные области Солнца. Для выведения космического аппарата на такую систему гелиоцентрических орбит требуется транспортная космическая система с большой характеристической скоростью. Рассматривается возможность уменьшить требуемую характеристическую скорость за счет использования гравитационных маневров у Земли и у Венеры.

Ключевые слова

космический аппарат, исследование Солнца, схема полета, гравитационный маневр, гелиоцентрическая орбита, импульс скорости

Список сокращений

КА – космический аппарат

АЕ - астрономическая единица

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в России идёт разработка проекта «Интергелио-Зонд». В рамках этого проекта должен быть создан КА, предназначенный для исследования внутренней гелиосферы Солнца с близких расстояний и из внеэклиптических положений КА на гелиоцентрической орбите [1,2].

В данной работе предлагается использовать некоторую систему рабочих гелиоцентрических орбит. Эти орбиты характеризуются относительно небольшим радиусом перигелия и относительно большим наклоном. Перевод КА с одной орбиты на другую осуществляется с использованием пассивного гравитационного маневра у Венеры и не требует работы маршевой двигательной установки КА. Рассматривается возможность уменьшить требуемую характеристическую скорость за счет использования гравитационного маневра у Земли.

В отличие от исследований, представленных в [3-8], где транспортная космическая система включала электроракетную двигательную установку, анализируемая в настоящей работе транспортная космическая система базируется только на химических двигательных установках.

1. ОБЩАЯ СХЕМА ПОЛЕТА

Ракета-носитель «Союз-2.1-б» выводит космический аппарат с химическим разгонным блоком «Фрегат» на низкую околоземную орбиту с космодрома Байконура. Химический разгонный блок «Фрегат» обеспечивает уход КА из

окрестности Земли с некоторой величиной гиперболического избытка скорости и отделяется от КА. На участке гелиоцентрической траектории жидкостная ракетная двигательная установка КА включается вдали от планет, и обеспечивает дополнительный импульс скорости. Благодаря ему, КА попадает в окрестность Земли для осуществления гравитационного маневра у Земли. После этого гравитационного маневра КА направляется к Венере. Весь последующий маршрут (после гравитационного маневра у Земли) реализуется за счет использования гравитационных маневров у Венеры без использования маршевого двигателя КА. Вся гелиоцентрическая траектория КА осуществляется по маршруту Земля – Земля – Венера – Венера – Венера – Венера – Венера. После первого пролета Венеры КА оказывается на первой рабочей орбите. Последующие гравитационные маневры у Венеры переводят КА на последующие рабочие орбиты. Первые четыре из пяти гравитационных маневров у Венеры обеспечивают перевод КА на резонансные с Венерой орбиты. Порядки резонансов выбраны такими: 3:4 (после первого гравитационного маневра) и 1:1 (после второго, третьего и четвертого гравитационных маневров).

После первого гравитационного маневра у Венеры КА выходит на первую рабочую орбиту с резонансом 3:4 к орбитальному движению Венеры. Это означает, что после первого гравитационного маневра у Венеры гелиоцентрическая орбита КА имеет период равный $\frac{3}{4}$ периода орбиты Венеры (168.52 суток). КА на первой рабочей орбите делает 4 оборота вокруг Солнца 4 раза проходит перигелий своей орбиты, исследуя Солнце. За это время (674.1 суток) Венера сделает три полных оборота вокруг Солнца. КА опять встречается с Венерой практически в той же точке

её орбиты. Осуществляется второй гравитационный маневр у Венеры и КА переводится на вторую рабочую орбиту.

Вторая рабочая орбита находится в резонансе с орбитой Венеры. Порядок резонанса выбран равным 1:1. Это значит, что период второй рабочей орбиты равен орбитальному периоду Венеры (224.7 суток). КА, двигаясь по второй рабочей орбите, делает один оборот вокруг Солнца (за время 224.7 суток) и снова встречается с Венерой. Осуществляется третий гравитационный маневр у Венеры и КА переводится на третью рабочую орбиту.

Третья и четвертая рабочая орбита находится в резонансе с орбитой Венеры. Порядок резонанса остается таким же, как и на второй рабочей орбите. То есть период этих рабочих орбит равен орбитальному периоду Венеры. КА, двигаясь по третьей и четвертой рабочей орбите, делает один оборот вокруг Солнца (за время 224.7 суток) и снова встречается с Венерой.

Таким образом, до последнего (пятого) гравитационного маневра у Венеры КА сделает 7 витков относительно Солнца, семь раз будет проходить перигелий орбиты, наблюдая Солнца с достаточно малого расстояния.

Последний (пятый) гравитационный маневр у Венеры позволяет перевести КА на пятую последнюю рабочую гелиоцентрическую орбиту с максимально большим наклоном (около 30 градусов). Последняя рабочая орбита не находится в орбитальном резонансе с Венерой. Предполагается, что на такой орбите КА может проводить исследования в течение такого времени, которое ограничено ресурсом систем КА. Если этот ресурс ограничен 5 годами, то на последней рабочей орбите исследования Солнца возможны, по крайней мере, при одном прохождении КА

перигелия орбиты. Таким образом, на совокупности пяти рабочих орбит научная аппаратура КА восемь раз сможет наблюдать и исследовать Солнце, находясь на достаточно малом удалении от него.

2. ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ – ЗЕМЛЯ – ВЕНЕРА С ЗАДАННОЙ ВЕЛИЧИНОЙ ГИПЕРБОЛИЧЕСКОГО ИЗБЫТКА СКОРОСТИ ПРИ ОТЛЕТЕ ОТ ВЕНЕРЫ

Методически исследование проводилось в несколько этапов. На начальном этапе рассматривается только часть общего маршрута. Анализируется схема гелиоцентрической траектории (Земля – Земля – Венера) с использованиями активных гравитационных маневров у Земли и Венеры. При этом допускаются дополнительные импульсы скорости на обоих участках гелиоцентрического перелета. Решается задача о нахождении такой траектории гелиоцентрического перелета Земля – Земля – Венера, которая обеспечивает большой гиперболический избыток скорости отлета от Венеры (он фиксируется, рассматривались величины: 15, 16, 17 км/с) с наименьшими затратами энергетики. Критерием оптимизации был выбран суммарный импульс скорости, в который включались импульсы скорости при гравитационных маневрах, импульсы скорости на гелиоцентрических траекториях и импульс скорости при старте КА от Земли. Такая формулировка задачи позволила свести её к задаче безусловной минимизации функции большого числа переменных.

На рисунке 1 поясняется формулировка задачи для оптимизации схемы гелиоцентрической траектории (Земля – Земля – Венера).

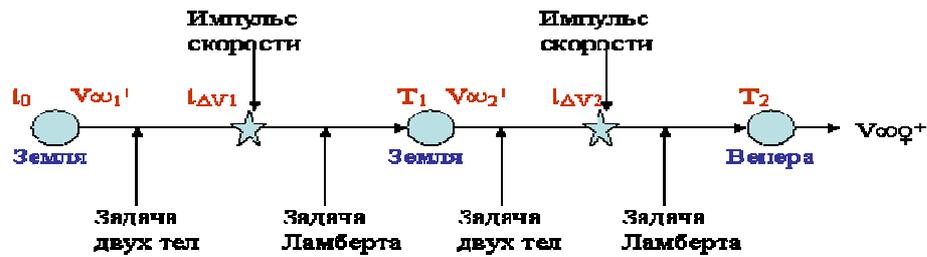


Рисунок 1 - Иллюстрация к формулировке задачи оптимизации траектории перелета Земля – Земля – Венера

На рисунке представлена цепочка событий на перелете. Красным цветом в одной строке выделены выбираемые характеристики рассматриваемой схемы перелета (они считаются независимыми оптимизируемыми характеристиками). Цепочка событий открывается стартом КА от Земли (оптимизируемые параметры – дата старта t_0 и вектор гиперболического избытка скорости отлета от Земли $V_{\infty 1}^+$). На гелиоцентрической траектории Земля – Земля предполагается один импульс скорости. Момент осуществления этого импульса скорости ($t_{\Delta V 1}$) является выбираемым оптимизируемым параметром. Сам же вектор импульса скорости не рассматривается независимой характеристикой. Он находится из решения задачи Ламберта при анализе следующего участка траектории. Решение этой задачи обеспечивает встречу КА с Землей для гравитационного маневра у неё. Оптимизируемым параметром этого участка является время встречи КА с Землёй T_1 .

Следующим участком траектории является гравитационный маневр у Земли. В общем случае этот маневр предполагается активным. Независимой оптимизируемой характеристикой этого маневра рассматривается вектор гиперболического избытка скорости при отлете КА от Земли $V_{\infty 2}^+$. Задаваясь этим вектором и зная (из анализа предыдущего участка траектории) вектор гиперболического избытка скорости подлета к Земле, находится оптимальная (минимизирующая величину импульса

скорости при гравитационном маневре с учетом ограничений на высоту пролета Земли) схема гравитационного маневра.

На гелиоцентрической траектории Земля – Венера тоже предполагается возможность включения двигателя (для обеспечения импульса скорости). Участок траектории Земля – момент импульса скорости на гелиоцентрической траектории полета к Венере анализируется в рамках задачи двух тел. Его характеристики определяются вектором гиперболического избытка скорости при отлете КА от Земли $V_{\infty 2}^+$ и временем выполнения импульса скорости $t_{\Delta V 2}$. Это время рассматривается как независимая оптимизируемая характеристика схемы перелета. Сам же вектор импульса скорости не рассматривается независимой характеристикой. Он находится из решения задачи Ламберта при анализе следующего участка траектории. Решение этой задачи обеспечивает встречу КА с Венерой для гравитационного маневра у неё. Оптимизируемым параметром этого участка является время встречи КА с Венерой T_2 .

Последним участком рассматриваемого маршрута является гравитационный маневр у Венеры. Характеристики этого гравитационного маневра находятся из условия минимального значения требуемого при гравитационном маневре импульса скорости. При этом предполагаются известным вектор гиперболического избытка скорости при подлете к Венере и величина гиперболического избытка скорости при отлете от Венеры. Направление гиперболического избытка скорости при отлете от Венеры предполагается произвольным.

Таким образом, удается сформулировать следующую задачу безусловной минимизации.

Критерий оптимизации - $\min f(X)$, где $f(X)$ - суммарный импульс скорости:

$$f(X) = \Delta V_{st} + \Delta V_1 + \Delta V_{g1} + \Delta V_2 + \Delta V_{g2}$$

ΔV_{st} - требуемый импульс скорости при старте КА с низкой околоземной орбиты для обеспечения гиперболического избытка скорости при отлёте от Земли $V_{\infty 1}^+$; ΔV_1 - первый импульс скорости в глубоком космосе на участке гелиоцентрической траектории Земля - Земля; ΔV_{g1} - импульс скорости при гравитационном маневре у Земли; ΔV_2 - импульс скорости в глубоком космосе на участке гелиоцентрической траектории Земля- Венера; ΔV_{g2} - импульс скорости при гравитационном маневре у Венеры.

X – вектор выбираемых характеристик оптимизируемого маршрута

$$X = [t_0, V_{\infty 1}^+, t_{\Delta V1}, T_1, V_{\infty 2}^+, t_{\Delta V2}, T_2],$$

где t_0 - дата старта; $V_{\infty 1}^+$ - вектор гиперболического избытка скорости при отлёте от Земли; $t_{\Delta V1}$ - момент осуществления первого импульса скорости в глубоком космосе; T_1 – дата осуществления гравитационного маневра у Земли; $V_{\infty 2}^+$ - вектор гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра Земли; $t_{\Delta V2}$ - момент осуществления второго импульса скорости в глубоком космосе; T_2 - дата осуществления гравитационного маневра у Земли.

Таким образом, анализ рассматриваемой части маршрута сведен к задаче на безусловный минимум в пространстве 11 скалярных переменных.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ – ЗЕМЛЯ – ВЕНЕРА

В таблице 1 приведены основные характеристики траектории перелета Земля – Земля – Венера для эпохи запуска 2019 года. Во всех представленных вариантах оба гравитационных маневра были выбраны пассивными. На траектории полета Земля – Венеры импульс скорости удалось сделать нулевым. (в таблице он обозначен как DSM – deed space maneuver).

Вариант	а	б	в
Модуль вектора гиперболического скорости при последнем подлете к Венере (км/с)	15	16	17
Дата старта	17.01.2019	13.02.2019	15.02.2019
Модуль вектора гиперболического скорости при отлете от Земли (км/с)	2.1726	2.5901	2.8597
Требуемый импульс скорости с низкой околоземной орбиты (км/с)	3.4383	3.5265	3.5913
Дата выполнения DSM	18.06.2019	19.06.2019	22.06.2019
Величина импульса скорости при DSM (км/с)	1.7033	1.8859	2.1015
Время перелета Земля – Земля (сутки)	445.98	424.34	426.79
Дата выполнения гравитационного маневра у Земли	07.04.2020	12.04.2020	17.04.2020
Модуль вектора гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра у Земли (км/с)	7.3537	8.2777	9.3254
Время перелета Земля - Венера (сутки)	57.42	51.56	46.41
Дата подлета к Венере	04.06.2020	03.06.2020	02.06.2020
Вектор гиперболического избытка скорости при подлете к Венере (км/с)	1.1084 14.8120 2.0885	1.1179 15.8203 2.1141	1.1276 16.826 2.1438
Суммарный требуемый импульс скорости (км/с)	5.1417	5.4125	5.6928

Таблица 1 - Основные характеристики траектории перелета Земля – Земля – Венера

На рисунке 2 представлена полученная траектория перелета Земля – Земля – Венера в пространстве для эпохи запуска 2019 года для варианта (б).

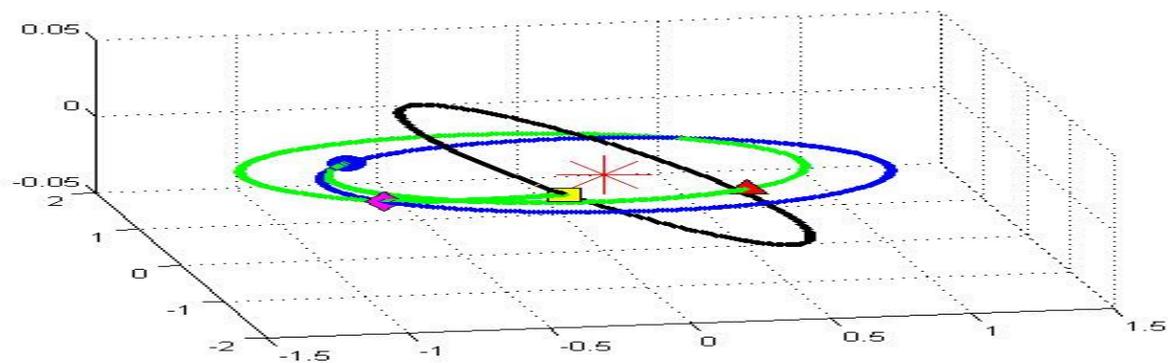


Рисунок 2 - Траектория перелета Земля – Земля – Венера в пространстве

На рисунке синяя линия - орбита Земли, черная линия - орбита Венеры и зеленая линия есть траектория перелета КА. Положение Солнца выделено красной звездой, положение Земли в момент старта показано синим кружком, положение Земли в момент гравитационного маневра показано фиолетовым квадратом. Желтый квадрат показывает положение Венеры в момент подлета КА к ней. Положение КА в момент импульса скорости на перелете Земля - Земля отмечено красным треугольником.

4. АНАЛИЗ СЕРИИ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ У ВЕНЕРЫ

Из предыдущего анализа был получен вектор гиперболического избытка скорости при подлете Венеры и дата подлета к Венере. Именно эти характеристики рассматриваются входными для анализа последующих участков маршрута. Заметим, что не используются полученные характеристики гравитационного маневра у Венеры. Зная вектор гиперболического избытка скорости при подлете к Венере, несложно определить двухпараметрическое семейство векторов гиперболического избытка скорости после пассивного гравитационного маневра у Венеры. Вектор гиперболического избытка скорости после пассивного гравитационного маневра

можно рассматривать как функцию двух углов, определяющих гиперболу пролета, следующим образом:

$$V_{\infty}^{+} = \begin{pmatrix} V_{\infty x}^{-} & \frac{-V_{\infty y}^{-} V_{\infty}^{-}}{V_{\infty xy}^{-}} & \frac{-V_{\infty x}^{-} V_{\infty z}^{-}}{V_{\infty xy}^{-}} \\ V_{\infty y}^{-} & \frac{V_{\infty x}^{-} V_{\infty}^{-}}{V_{\infty xy}^{-}} & \frac{-V_{\infty y}^{-} V_{\infty z}^{-}}{V_{\infty xy}^{-}} \\ V_{\infty z}^{-} & 0 & V_{\infty xy}^{-} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(\beta) \\ \sin(\beta) \cos(\gamma) \\ \sin(\beta) \sin(\gamma) \end{pmatrix}$$

где V_{∞}^{+} - вектор гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра; $V_{\infty}^{-} = \sqrt{V_{\infty x}^{-2} + V_{\infty y}^{-2} + V_{\infty z}^{-2}}$ - величина вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Венере, определяемая его компонентами; $V_{\infty xy}^{-} = \sqrt{V_{\infty x}^{-2} + V_{\infty y}^{-2}}$; β - угол поворота асимптоты гиперболы пролета при гравитационном маневре ($0 \leq \beta \leq \beta_{max}$), γ - угол, который определяет положение плоскости гиперболы пролета ($0 \leq \gamma \leq 2\pi$). Максимальный угол поворота асимптоты гиперболы β_{max} , определяется величиной гиперболического избытка скорости V_{∞} и минимально допустимым радиусом перицентра гиперболы пролета r_{pmin} :

$$\beta_{max} = 2 \arcsin \left(\frac{1}{e_{min}} \right) \quad e_{min} = 1 + \frac{r_{pmin} V_{\infty}^2}{\mu_V}$$

где e_{min} - минимальный эксцентриситет гиперболы пролёта, μ_V - гравитационный параметр Венеры. Мы полагали, что минимальный радиус перицентра гиперболы пролета Венеры равен 6251.8 км. При этом максимально допустимые углы поворота асимптоты гиперболы в рассмотренных трех вариантах, помещенных в приведенную выше таблицу, оказываются равны [а) 21.627°, б) 19.428°, в) 17.532°]. Вектор гелиоцентрической скорости КА после гравитационного маневра

вычисляется как сумма вектора скорости Венеры в момент гравитационного маневра и V_{∞}^+ - вектор гиперболического избытка после гравитационного маневра.

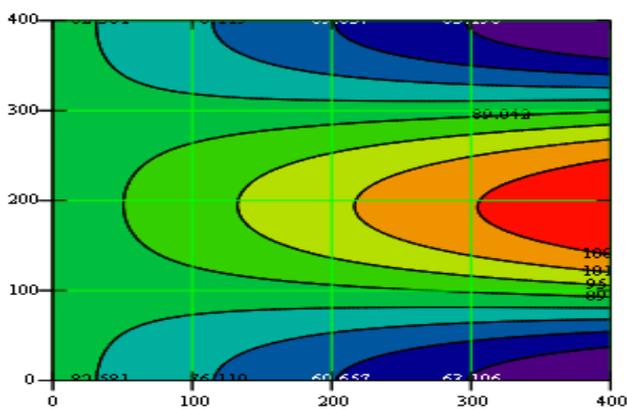
Таким образом, характеристики гелиоцентрической траектории КА после гравитационного маневра у Венеры являются функциями двух углов, определяющих гиперболу пролета Венеры. Анализировались, прежде всего, следующие три характеристики: радиусы перигелия и афелия орбиты и наклонение орбиты.

Качественный анализ возможности гравитационного маневра у Венеры приведем для случая б, когда величина гиперболического избытка скорости при пролете Венеры равна 16 км/с.

На рисунке 3 приведены изолинии радиуса перигея орбиты после первого гравитационного маневра у Венеры на плоскости выбираемых параметров гравитационного маневра. Ось x соответствует значением угла поворота асимптоты от нулевого значения (нулевая отметка на оси) до максимально допустимого значения угла поворота (соответствует метке 400 на оси). Ось y соответствует углу γ , определяющему положение плоскости пролетной гиперболы. Нулевая метка на оси соответствует нулевому углу γ , метка 400 на оси соответствует углу γ , равному 360 градусов. Из рисунка видно, что и минимальные, и максимальные значения радиуса перигелия достигаются при максимальном угле поворота асимптоты гиперболы. При этом для минимизации радиуса перигелия угол γ следует выбрать практически нулевым. Для максимизации этого радиуса угол γ следует выбрать близким к 180 градусам (с противоположной стороны облететь Венеру).

На рисунке 4 на той же плоскости выбираемых параметров гравитационного маневра приведены изолинии наклонения орбиты после первого гравитационного

маневра у Венеры. Фиолетовый цвет соответствует малым значениям наклона орбиты. Минимальное значение наклона равно нулю, максимальное - 9.772 градуса. Из рисунка видно, что существуют два локальных максимума наклона. Они достигаются при максимальном угле поворота асимптоты гиперболы, но при разных положениях плоскости гиперболы пролета. Угол γ этих плоскостей отличается примерно на 180 градусов и пролет Венеры (для достижения этих локальных максимумов) осуществляется практически в одной плоскости, но с разных сторон Венеры.



орбиты КА, но при этом увеличивается и радиус перигелия (происходит "размен" радиуса перигелия на величину наклонения).

При такой стратегии для обеспечения последовательности гравитационных маневров у Венеры наиболее простым приемом оказывается использование резонансных орбит с орбитой Венеры. Выбор порядков используемых резонансов является интересной проблемой.

На рисунке 5 приведены изолинии периода орбиты КА после первого гравитационного маневра у Венеры на плоскости выбираемых параметров гравитационного маневра. Числа на рисунке показывают отношение периода орбиты КА к периоду орбиты. Интересно то, что и минимальное и максимальное значение периода достигается при максимальном угле поворота асимптоты гиперболы.

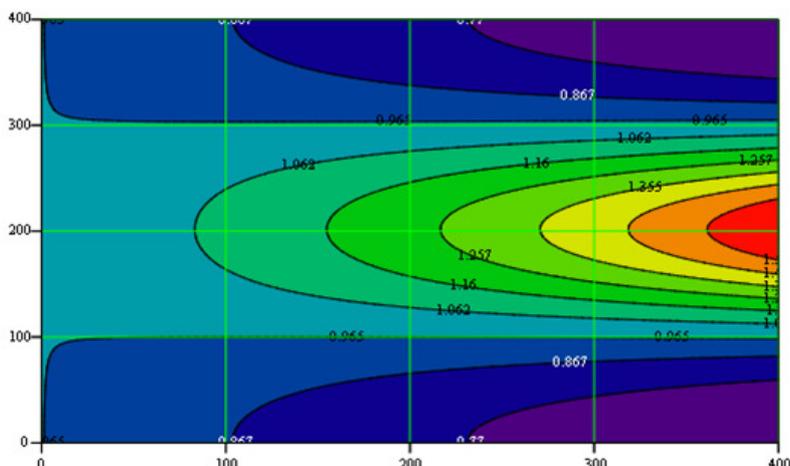


Рисунок 5 - Изолинии периода орбиты после первого гравитационного маневра (в периодах орбиты Венеры) на плоскости β - γ .

Анализ показывает, что благодаря первому гравитационному маневру у Венеры можно перевести КА на орбиты с различным порядком резонанса по отношению к орбите Венеры. Использование резонанса 1:1 приводит к относительно большой величине радиуса перигелия 88.105 радиусов Солнца (0.41 АЕ), что может быть недостаточно малым для эффективного исследования Солнца.

Использование резонанса 4:5 обеспечивает переход на орбиту с радиусов перигелия 70.884 радиуса Солнца. После анализа мы выбрали резонанс 3:4. Он позволяет получить орбиту с радиусом перигелия равным 65.409 радиуса Солнца.

На рисунке 6 на плоскости параметров первого гравитационного маневра у Венеры показаны изолинии радиуса перигелия орбиты. На нем же толстой красной линией выделены такие параметры гравитационного маневра, при которых после первого гравитационного маневра у Венеры реализуется резонанс 3:4. Видно, что точки этой линии соответствуют относительно малым значениям радиуса перигелия (линия находится в синей области рассматриваемой плоскости параметров гравитационного маневра).

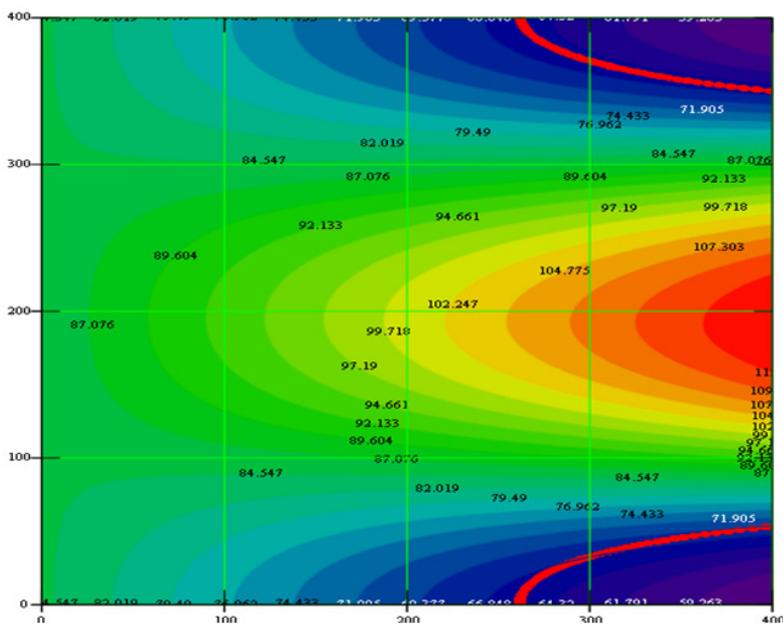


Рисунок 6 - Изолинии радиуса перигелия (в радиусах Солнца) на плоскости β - γ и линия соединяющая точки плоскости, соответствующие орбите КА резонансной с орбитой Венеры. Порядок резонанса 4:3

Из рисунка видно, что на резонансной орбите минимальное значение радиуса перигелия достигается в области параметров гравитационного маневра, соответствующих правому верхнему углу рисунка.

На рисунке 7 показаны изолинии радиуса перигелия орбиты для диапазона углов поворота асимптоты гиперболы - $[12^\circ \dots \beta_{\max}]$ (ось абсцисс) и диапазона углов γ

- [310°...360°]. Анализ рисунка показывает, что минимальное значение радиуса перигелия на резонансной орбите достигается не при максимальном значении угла поворота асимптоты гиперболы (19.4°), а при примерно 13.7°. При этом угол γ равен 340.4°. При таких параметрах гравитационного маневра радиус перигелия орбиты КА после гравитационного маневра равен 65.17°.

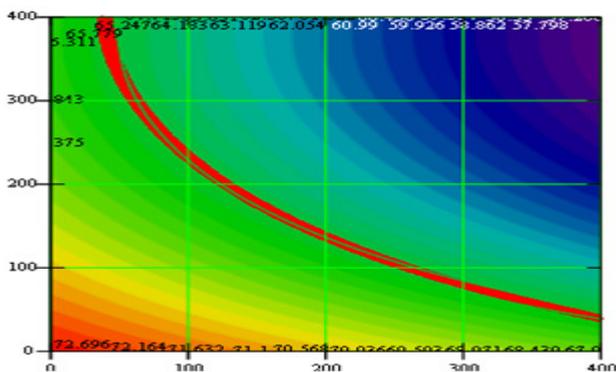


Рисунок 7 - Изолинии радиуса перигелия (в радиусах Солнца) на плоскости β - γ (в суженном диапазоне углов) и линия, соединяющая точки плоскости, соответствующие орбите КА резонансной с орбитой Венеры. Порядок резонанса 4:3.

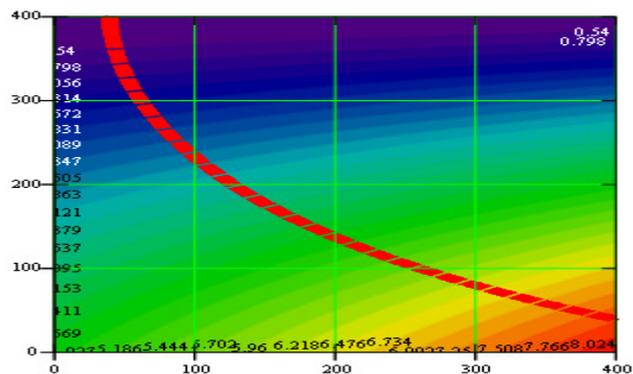


Рисунок 8 - Изолинии наклонения (градусы) на плоскости β - γ (в суженном диапазоне углов) и линия, соединяющая точки плоскости, соответствующие орбите КА резонансной с орбитой Венеры. Порядок резонанса 4:3.

Важно заметить, что вдоль изолинии определяющей резонансную орбиту радиус перигелия изменяется слабо. Поэтому для выбора параметров первого гравитационного маневра у Венеры целесообразно рассмотреть величину наклонения орбиты после гравитационного маневра в рассмотренной узкой области параметров гравитационного маневра. Такое рассмотрение представлено на рисунке 8. Из рисунка видно, что максимальное наклонение достигается при максимальном угле поворота асимптоты гиперболы. Поэтому параметры первого гравитационного маневра у Венеры были выбраны такими: угол поворота асимптоты гиперболы максимален (19.429°), а угол γ равен 314.957°. При таких параметрах орбита КА

получается резонансной с орбитой Венеры (порядок резонанса 3:4), радиус перигелия орбиты (65.737 радиусов Солнца), наклонение орбиты 7.648° .

Аналогично были рассмотрены последующие гравитационные маневры у Венеры, выбирались их резонансы из соображения максимального увеличения наклонения орбиты при относительно небольшом росте радиуса перигелия. В результате были выбраны следующие порядки резонансов: после первого гравитационного маневра у Венеры используется резонанс 3:4 с орбитой Венеры; после второго, третьего и четвертого гравитационных маневров у Венеры порядок резонанса орбиты КА выбран равным 1:1.

5. ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ РАБОЧИХ ОРБИТ

Приведем характеристики гелиоцентрических рабочих орбит КА, с которых предполагается осуществлять научные исследования Солнца. В таблице 2 приведены наиболее важные характеристики траектории КА после гравитационных маневров у Венеры (характеристики рабочих орбит) для варианта (а) программ полета на маршруте Земля – Земля – Венера (начала рассматриваемого маршрута).

В таблице видно, что наиболее низкий перигелий (69.146 радиусов Солнца) достигается на первой рабочей орбите. На этой орбите КА делает четыре оборота вокруг Солнца, четыре раза исследует Солнце с такого близкого расстояния. Наклонение этой орбиты к плоскости эклиптики невелико – всего 8.023° . Расстояние КА от Солнца в афелии равно 0.873 АЕ. Наклонение каждой следующей рабочей орбиты увеличивается. Наклонение второй рабочей орбиты равно 14.974° , третьей орбиты - 22.48° . У последней пятой рабочей орбиты наклонение равно 28.841° .

	Радиус перигелия	Радиус афелия	Наклонение орбиты	Период орбиты	Угол β	Угол γ
	R_{sun}	АЕ	град.	сутки	град.	град.
Первая рабочая орбита	69.146	0.873	8.023	168.525	21.627	315.307
Вторая рабочая орбита	97.838	0.992	14.974	224.7	21.627	236.54
Третья рабочая орбита	113.088	0.921	22.48	224.7	21.627	282.174
Четвертая рабочая орбита	134.641	0.82	26.943	224.7	21.627	290.796
Пятая рабочая орбита	108.348	0.726	28.841	176.15	21.627	346.500

Таблица 2. Характеристики рабочих орбит для варианта а) (гиперболический избыток скорости относительно Венеры 15 км/с)

Увеличение наклонения орбиты неизбежно приводит к увеличению радиуса перигелия на последовательности рабочих орбит. Он увеличивается от 69.146 радиусов Солнца на первой орбите до 134.641 радиусов Солнца на четвертой рабочей орбите. На последней рабочей орбите радиус перигелия равен 108.348 радиусов Солнца. Немонотонно изменяется радиус афелия рабочих орбит. На первой рабочей орбите радиус афелия равен 0.873 АЕ. На второй рабочей орбите он возрастает до 0.992 АЕ. Затем радиус афелия уменьшает до 0.726 АЕ на последней рабочей орбите.

В таблице 3 и 4 приведены наиболее важные характеристики рабочих орбит для вариантов (б) и (в).

	Радиус	Радиус	Наклонение	Период	Угол	Угол
--	--------	--------	------------	--------	------	------

	перигелия	афелия	орбиты	орбиты	β	γ
	R_{sun}	АЕ	град.	сутки	град.	град.
Первая рабочая орбита	65.737	0.888	7.748	168.525	19.428	314.957
Вторая рабочая орбита	92.288	1.017	14.247	224.7	19.428	232.868
Третья рабочая орбита	105.273	0.957	22.017	224.7	19.428	281.39
Четвертая рабочая орбита	124.390	0.868	27.238	224.7	19.428	288.59
Пятая рабочая орбита	113.386	0.736	30.247	183.3	19.428	332.1

Таблица 3. Характеристики рабочих орбит для варианта б) (гиперболический избыток скорости относительно Венеры 16 км/с).

	Радиус перигелия	Радиус афелия	Наклонение орбиты	Период орбиты	Угол β	Угол γ
	R_{sun}	АЕ	град.	сутки	град.	град.
Первая рабочая орбита	62.357	0.904	7.313	168.525	17.532	315.932
Вторая рабочая орбита	86.911	1.042	13.350	224.7	17.532	228.928
Третья рабочая орбита	97.827	0.992	21.324	224.7	17.532	280.594
Четвертая рабочая орбита	114.511	0.914	27.139	224.7	17.532	286.793
Пятая рабочая орбита	111.767	0.767	31.052	188.614	17.532	323.100

Таблица 4. Характеристики рабочих орбит для варианта в) (гиперболический избыток скорости относительно Венеры 17 км/с).

На рисунке 9 приведена проекция четырех гелиоцентрических рабочих орбит на плоскость эклиптики после каждого из четырех гравитационных маневров у Венеры. Положение Венеры в момент гравитационных маневров отмечено желтым квадратом. Орбита Венеры показана синими точками (она очень близка к круговой орбите). Первая рабочая орбита показана черным пунктиром. У неё самый малый

радиус перигелия. Вторая рабочая орбита показана черной штрихпунктирной линией. Третья рабочая орбита показана сплошной черной линией. Четвертая рабочая орбита показано бледной красной линией. Последняя рабочая орбита КА (орбита после последнего пятого гравитационного маневра у Венеры) показана выделенной красной штрихпунктирной линией. Положение Венеры при гравитационных маневрах показано черным треугольником. Положение Солнца показано красным кружочком.

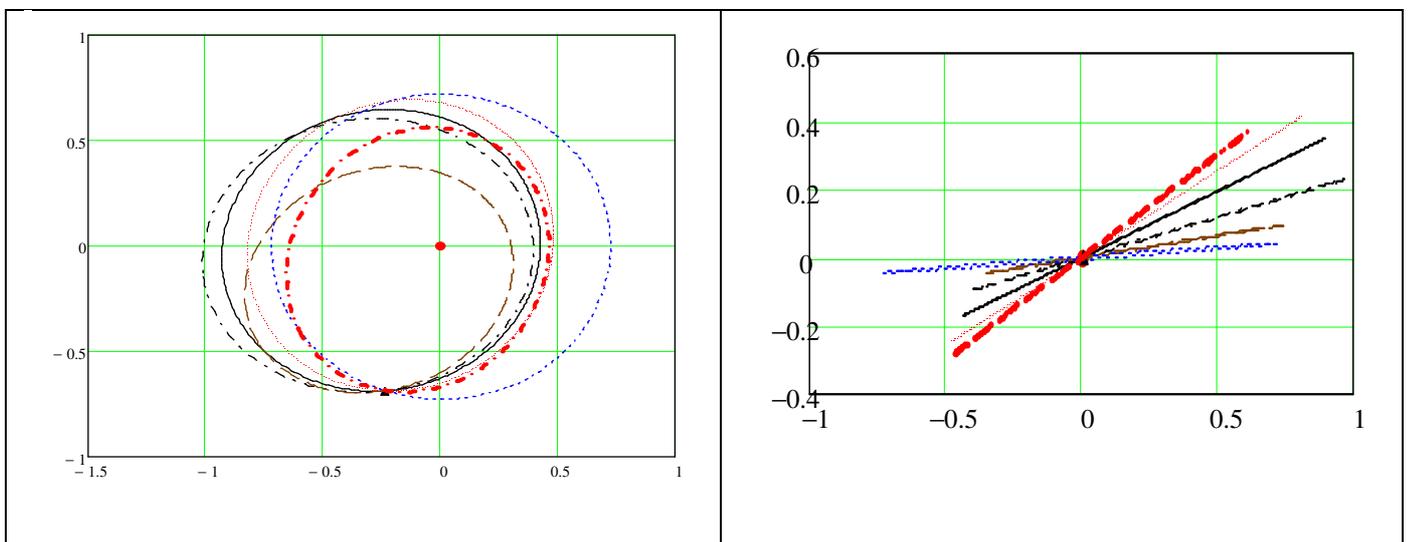


Рисунок 8 - Проекция на плоскость эклиптики (левый рисунок) и на плоскость перпендикулярную плоскости эклиптики (правый рисунок) пяти рабочих орбит. Величина гиперболического избытка скорости относительно Венеры 17 км/с

Представить изменение наклонения рабочих орбит легче, если анализировать проекции этих орбит, представленные в нижней части рисунка 8. На нем показаны проекции орбит на плоскость перпендикулярную плоскости эклиптики. Положение этой плоскости выбрано так, чтобы линия узлов последней рабочей орбиты представлялась точкой. При этом практически все рабочие орбиты видны как отрезки прямой (как следы плоскостей орбит). Из рисунка видно монотонное увеличение наклонения рабочей орбиты с увеличением её номера. Наклонение последней рабочей орбиты 31.052 градуса.

6. ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Анализируемая транспортная космическая система базируется на ракетеносителе «РН Союз-2», химическом разгонном блоке «Фрегат» и химической двигательной установке собственно КА. Из материалов государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-ПРОГРЕСС» [9] следует, что космическая транспортная система на базе РН «РН Союз-2» при старте с космодрома «Байконур» может вывести на низкую околоземную орбиту КА общей массой 8200 кг. Характеристики ХРБ «Фрегат» взяты из материалов НПО имени «С.А. Лавочкина» [10]. Основные характеристики ХРБ «Фрегат» приняты такими: конечная масса 980 кг; максимальный запас рабочего топлива 5600 кг, удельный импульс 333.2 с.

Удельный импульс двигателя жидкостной ракетной двигательной установки собственно КА, обеспечивающей импульс скорости на гелиоцентрическом перелете считается равным 310 секунд.

В таблице 5 представлены массовые характеристики КА для трех вариантов программ полета на траектории Земля – Земля – Венера.

	а	б	в
Требуемая масса топлива для обеспечения гиперболического избытка скорости при отлете от Земли (кг)	5337.0	5413.22	5467.89
Масса КА в начале гелиоцентрической траектории (кг)	1883.0	1806.77	1752.10
Требуемая масса топлива для обеспечения импульса скорости на гелиоцентрической	807.7	835.17	874.40

перелете (кг)			
Масса КА на рабочих орбитах КА (кг)	1075.3	969.6	877.7

Таблица 5 - Массовые характеристики проекта

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложена система пяти рабочих гелиоцентрических орбит и проанализирована схема выведения КА на эту систему. Элементы рабочих орбит выбраны так, чтобы переход от одной рабочей к другой осуществлялся с использованием гравитационного маневра у Венеры и не требует включения маршевого двигателя КА. На первой рабочей орбите радиус перигелия находится в диапазоне 60...70 радиусов Солнца. Наклонение этой орбиты невелико. Выполняемые гравитационные маневры увеличивают наклонение рабочих орбит так, что наклонение последней рабочей орбиты достаточно велико: $28.8^\circ \dots 31.0^\circ$. При этом радиус перигелия рабочих орбиты увеличивается. Он достигает максимума на четвертой рабочей орбите (114...134 радиусов Солнца). На пятой рабочей орбите радиус перигелия несколько меньше (108..113) радиусов Солнца, чем на четвертой орбите. Время пребывания КА на рабочих орбитах определяется большой полуосью орбит и числом витков движения КА вдоль орбит. На первой рабочей орбите КА находится 674.1 суток. На второй - четвертой рабочей орбите КА находится 224.7 суток, На последней рабочей орбите КА находится так долго, как ему позволяет ресурс систем КА.

Для выведения КА на первую рабочую орбиту используется схема полета Земля - Земля - Венера с пассивным гравитационным маневром у Земли. Гелиоцентрическая траектория Земля – Земля реализуется благодаря

гиперболическому избытку скорости при старте от Земли и одному импульсу на гелиоцентрическом участке траектории. Гравитационный маневр у Земли реализуется так, чтобы КА без включения маршевого двигателя осуществил перелет к Венере для первого гравитационного маневра у неё.

Проанализированы характеристики транспортной космической системы на базе ракеты-носителя «Союз-2», химического разгонного блока «Фрегат» и жидкостной ракетной двигательной установки КА. Показано, что рассмотренная транспортная система позволяет вывести на рабочие орбиты КА достаточно большой массы (877...1075 кг), что позволяет надеяться на проведение широкого диапазона исследований Солнца.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

[1] V. Kuznetsov. The Russian InterhelioProbe Mission // Fourth Solar Orbiter Workshop, Telluride, Colorado, USA, March 27-31, 2011. 20 p.

[2] V. Kuznetsov (ed.). INTERHELIOPROBE Project. Workshop Proceedings. Tarusa, May, 11-13 2011, 192 p.

[3] М.Б. Мартынов, В.Г. Петухов. Концепция применения электроракетной двигательной установки в научных космических проектах: преимущества и особенности, примеры реализации // Вестник ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина», № 2, 2011, с. 3-11.

[4] Х.В. Лёб, В.Г. Петухов, Г.А. Попов. Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 42, 2011г.

<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=24275>

[5] M.S Konstantinov. V. G. Petukhov. One Version of a Space Transport System for Research of the Sun. Proceedings of 62nd International Astronautical Congress, 3-7 October 2011, IAC-11.C4.6.10, Cape Town, South Africa, 10 pp.

[6] М.С. Константинов, В.Г. Петухов. Применение высокочастотного ионного двигателя RIT-22 в проекте «Интергелио-Зонд». Труды 4-ой Российско-Германской конференции. «Электроракетные двигатели и их применение». Москва-Мышкин-Кострома-Ярославль, 25-30 июня 2012, Россия, 2012, 8 с.

[7] Konstantinov M.S., Min Thein, Petukhov V.G., The one mission for Sun exploration. IAC paper, IAC-12-A3, 5, 5. 63th IAC, Naples, Italy, 2012.

[8] М.С. Константинов, Мин Тейн. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на рабочую гелиоцентрическую орбиту. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 67, 2013г.

<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41510>

[9] Официальный сайт НПО имени «С.А. Лавочкина» доступен на ссылке

http://www.laspace.ru/rus/fregat_construction.php

[10] Официальный сайт ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ ПРОГРЕСС»

http://samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_2/