

## БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В КОРОНУ СОЛНЦА

*Брагарчук А.И.*

*Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, г.Москва*

**Ключевые слова:** космический аппарат, гравитационный маневр, критерий научной эффективности, характеристическая скорость, Кеплеровы элементы.

**Аннотация.** На данный момент существует множество космических аппаратов по изучению Солнца. Многолетние наблюдения Солнца и ближайшего околосолнечного пространства с поверхности Земли, с орбит искусственных спутников Земли (миссии «Прогноз», «Интербол» и др.) и с гелиоцентрических орбит (миссии «Solar Orbiter», «Parker Solar Probe» и др.) позволили собрать довольно обширную информацию о динамике, термодинамике и общих параметрах потока солнечного ветра, зарождающегося в недрах короны Солнца. Но данные миссии занимаются изучением Солнца в окрестности плоскости эклиптики. В данной статье предложен баллистический сценарий миссии по доставке научного оборудования в полярную орбиту.

## BALLISTIC CALCULATION OF THE TRAJECTORIES OF THE SPACECRAFT IN THE CORONA OF THE SUN

*Bragarchuk A.I.*

*Bauman Moscow state technical university, Moscow*

**Keywords:** spacecraft, gravitational maneuver, criterion of scientific effectiveness, characteristic speed, Kepler elements.

**Abstract.** Nowadays, there are many spacecrafts for studying the Sun. Long-term observations of the Sun and the nearest solar space from the Earth's surface, the orbits of artificial Earth satellites (missions «Прогноз», «Интербол», etc.) and from heliocentric orbits (missions «Solar Orbiter», «Parker Solar Probe», etc.) allowed us to collect fairly extensive information on the dynamics, thermodynamics, and general parameters of the solar wind flux originating in the bowels of the solar corona. But these missions are studying the Sun in the vicinity of the ecliptic plane. This article proposes a ballistic scenario for a mission to deliver scientific equipment to polar orbit.

Проблема изучения Солнца и ближайшего околосолнечного пространства входит в круг фундаментальных проблем исследования Солнца как ближайшей к Земле звезды. Влияние солнечного ветра на Землю можно прогнозировать, только достаточно детально изучив механизмы образования, разогрева и разгона солнечного ветра в короне Солнца. Это, возможно, позволит защититься или хотя бы предупредить неблагоприятные воздействия солнечного ветра на Землю [1].

Однако все важные физические процессы, являющиеся источником нагревания и разгона солнечного ветра, имеют относительно малый масштаб и поэтому не могут быть изучены по данным наблюдений с больших расстояний.

Таким образом, только прямые исследования, проводящиеся внутри или на близком расстоянии от короны Солнца и включающие изучение этих тонких структур с борта специального космического аппарата (КА), могут дать принципиально новую информацию, которая поможет исследователям решить указанные проблемы [2].

### 1. Критерий научной эффективности

Для того чтобы выполнить все научные цели и задачи миссии, требуется чтобы полет КА удовлетворял некоторым критериям эффективности.

Так как основная задача аппарата довести научную аппаратуру в требуемую область пространства, то критериями научной эффективности (КНЭ) должны стать параметры орбиты и время совершения миссии.

К критериям научной эффективности можно отнести следующие параметры орбиты [3]:

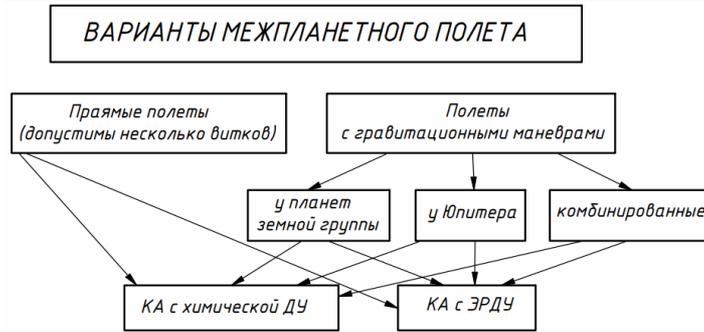
- радиус перигелия финальной орбиты:  $10R_c > R_p > 30R_c$ ;
- наклон орбиты к плоскости эклиптики:  $80^\circ < \alpha < 90^\circ$ ;
- длительность полета  $\Sigma t < 10$  лет;

### 2. Баллистический сценарий

Сложные межпланетные траектории полета КА условно разбиваются на ряд характерных участков для упрощения моделирования всей траектории и последующей оптимизации.

На (рис. 1) представлена обобщенная структура возможных вариантов реализации межпланетного полета в корону солнца.

Для того чтобы удовлетворить всем критериям научной эффективности была выбрана следующий сценарий миссии: *КА с химической двигательной установкой (приращение скорости мгновенное), гравиманевры комбинированные.*



ДУ - двигательная установка, ЭРД - электрореактивная двигательная установка

Рис. 1. Структура возможных вариантов реализации межпланетного полета

**3. Методика расчета**

Основной задачей баллистического расчета является определение запаса характеристической скорости и Кеплеровых элементов промежуточных орбит, требуемых для выполнения баллистического сценария, удовлетворяющих критериям научной эффективности [4].

Запас характеристической скорости  $\Sigma\Delta V$  и Кеплеровы элементы будем определять по следующему алгоритму [5].

- Определяются эфемериды облетаемых планет:  $q_i = \{R_i, V_i\} = \{X_i, Y_i, Z_i, V_{xi}, V_{yi}, V_{zi}\}$  – в гелиоцентрической глобальной декартовой СК в соответствии с моментов времени пролета КА  $\{t_i\}$ .

- Решаются задачи Ламберта для каждого Кеплерова участка полета, соответственно определение его Кеплеровых элементов, проходящего через точки  $R_{i-1}, R_i$  и длящиеся в течении времени  $\tau_i = t_i - t_{i-1}$ , при этом учитываются количество полных витков  $n$  и  $k$  – одно из решений задачи Ламберта.

- В соответствии с решенными задачами Ламберта на каждом участке, определяется вектор фазового состояния до гравиманевра:  $q_i^+ = \{R_i, V_i^-\}, i = 1..N$  и после:  $q_i^+ = \{R_i, V_i^+\}, i = 1..N - 1$  (облет планет считается мгновенным).

- Если расчетная разница  $\Delta V_i = V_i^+ - V_i^-$  между скоростями не может быть реализована с помощью гравиманевра у заданной планеты  $\Delta V_{Gi}$ , тогда эта разница компенсируется с помощью собственной двигательной установки (ДУ) КА. Т.е.  $\Delta V_{ДВи} = \Delta V_i - \Delta V_{Gi}$ .

- После вычисления всех  $\Delta V_{ДВи}, i = 1..N$ , включая последний маневр формирующий финальную орбиту, определяем полный запас характеристической скорости:  $\Delta V_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N \Delta V_{ДВи}$ .

**4. Результаты расчета**

Для выполнения баллистического сценария была выбрана следующая схема полета: *Земля – Венера – Земля – Юпитер – Солнце (ЗВЗЮС)*. Между смежными гравиманеврами (Г.М.) аппарат не совершает полных оборотов вокруг солнца  $n=0$ .

Методом глобального перебора была выбрана траектория с минимальным запасом  $\Delta V_{\Sigma}$  и лучшими КНЭ. Характеристики перелетных орбит занесем в таблицу 1, а полученные орбиты представим на рисунке 2.

Табл. 1. Характеристики перелета

Положение планет во время старта КА:								
$\theta_{Земля} = 149,5^\circ$			$\theta_{Венера} = 280,7^\circ$			$\theta_{Юпитер} = 99,1^\circ$		
Характеристики орбит перелета:								
№	$a, a.e.$	$e$	$\Omega,^\circ$	$i,^\circ$	$\omega,^\circ$	$\tau, \text{лет}$	$\Delta V_{ДУ}, \text{км/с}$	$\Delta V_{Г}, \text{км/с}$
1	0,91	0.2	36.3	12	350.4	0.268	6.88	0
2	1,03	0.3	58.6	5.2	354.6	0.887	0.0006	6.91
3	3,49	0.7	5.4	5.6	333.3	2.026	2.784	7.19
4	3,14	0.98	321	89.4	351.5	1.488	0	14.02
Критерии научной эффективности								
$R_p = 12,35R_c$		$\alpha = 89,4^\circ$		$\Sigma t = 4,67$		$\Delta V_{\Sigma ДУ} = 9,67$		$\Delta V_{\Sigma Г} = 28,13$

В таблице 1 приняты обозначения:  $a, e, \Omega, i, \omega$  – Кеплеровы элементы полученных орбит;  $\theta_i$  – истинная аномалия  $i$ -й планеты в момент старта КА;  $R_c = 700000$  км – радиус Солнца, а.е. – астрономическая единица.

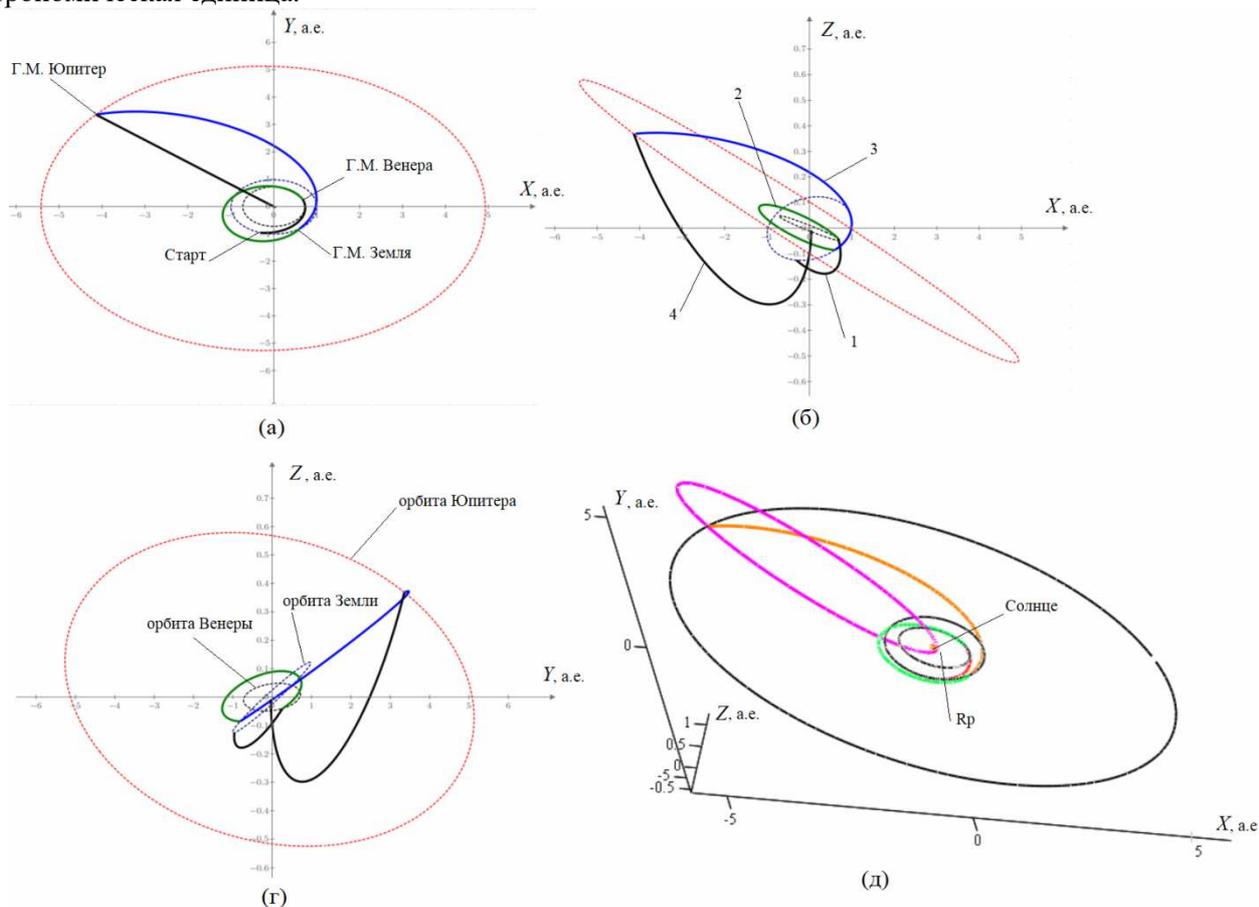


Рис. 2. Орбиты перелетов в глобальной СК, XY- плоскость эклиптики

### Заключение

Используя представленную выше методику, был проведен расчет и найдена оптимальная (с учетом ЗВЗЮС и  $n=0$ ) траектория доставки научного оборудования в корону солнца. Конечная орбита соответствует всем критериям научной эффективности. Так же было получено расположение планет в момент старта КА, что поможет в выборе даты старта ракетносителя с КА.

### Список литературы

1. Малышев В.В., Усачев В.Е. Исследование возможности управляемого прохождения короны Солнца и создание Солнечного зонда. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 124 с.
2. Усачев В.Е. Оптимизация траекторий и миссий в корону солнца. – М.: Изд-во МАИ, 2004. – 434 с.
3. Малышев В.В., Усачев В.Е. Системный анализ вариантов миссий и синтез программы прямых исследований ближайшего окосолнечного пространства. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 352 с.
4. Малышев В.В., Усачев В.Е. Методы и алгоритмы синтеза и оптимизации вариантов миссии в ближайшее окосолнечное пространство. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 124 с.
5. Малышев В.В., Усачев В.Е. Оптимизация космических миссий в корону Солнца. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 72 с.

### Сведения об авторе:

Брагарчук Алексей Игоревич – студент, МГТУ им. Н.Э. Баумана, г.Москва.