

2. Лопота, В. А. Космическая миссия поколений XXI века / В. А. Лопота // Полет. – 2010. – №7. – С. 3-12.

3. Коротеев, А. С. Ядерный космос России / А. С. Коротеев // Новости космонавтики. – 2010. – Том 20. – №2(235). – С. 4

УДК 521.13

**Жалдыбина О.Д., Яковлева Е.А.**

## РАСЧЁТ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЁТА К ДАЛЬНИМ ПЛАНЕТАМ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Межпланетный космический полёт – перемещение космического аппарата (КА) между планетами Солнечной системы. Дистанционно управляемые космические зонды пролетали вблизи всех планет Солнечной системы от Меркурия до Нептуна. Расчёт траектории полёта КА – это крайне важная часть всей миссии. Верно рассчитанные манёвры позволяют доставлять большую полезную нагрузку при минимальных энергетических затратах.

В данной работе рассматриваются несколько основных этапов: вывод КА за пределы влияния Земли и расчёт манёвра на переход на гелиоцентрическую орбиту, близкую по характеристикам к орбите Юпитера, а также к его спутникам.

Сначала определяются компоненты радиус-вектора и вектора скорости КА в инерциальной гелиоцентрической системе координат по известным элементам орбиты. Переведем исходные данные в декартовую инерциальную гелиоцентрическую систему координат:

$$\begin{cases} x = r(\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i); \\ y = r(\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i); \\ z = r \sin u \sin i, \end{cases}$$

где  $u = \vartheta + \omega$ ;  $r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}$ .

Записываем проекции скоростей.

$$\begin{cases} V_x = \dot{x} = \frac{dr}{dt} (\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u) + r \frac{d\vartheta}{dt} (-\cos \Omega \sin u - \sin \Omega \cos u \cos i); \\ V_y = \dot{y} = \frac{dr}{dt} (\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i) + \\ + r \frac{d\vartheta}{dt} (-\sin \Omega \sin u + \cos \Omega \cos u \cos i); \\ V_z = \dot{z} = \frac{dr}{dt} \sin u \sin i + r \frac{d\vartheta}{dt} \cos u \sin i, \end{cases}$$

где  $\frac{dr}{dt} = V_r$  – радиальная составляющая скорости:  $V_r = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \vartheta$ ;

$r \frac{d\vartheta}{dt} = V_\tau$  – трансверсальная составляющая скорости:  $V_\tau = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \cos \vartheta)$ ;

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}.$$

Расчётные формулы для вычисления траектории, а также длительности и расхода рабочего тела набора параболической скорости в поле тяготения планет зависят от типа двигательной установки, используемой космическим аппаратом.

В случае использования двигателя большой тяги (химической двигательной установки - ХДУ), используем импульсную постановку задачи для определения характеристической скорости, формулу Циолковского для определения расхода рабочего тела и формулу для времени движения по параболической орбите для определения времени манёвра.

Вычислим время движения до выхода из сферы действия

$$t = \frac{1}{3\sqrt{\mu}} \cdot (r_0 + r_1) \cdot \sqrt{2 \cdot r_1 - r_0},$$

где  $\mu$  – гравитационный параметр Земли,  $\text{км}^3/\text{с}^2$ ;  $r_0$  – радиус опорной орбиты,  $\text{км}$ ;  $r_1$  – радиус сферы действия,  $\text{км}$ .

Рассчитаем угловую дальность геоцентрического движения, параболическую скорость на опорной орбите, круговую скорость на опорной орбите, характеристическую скорость манёвра, избыток скорости на границе сферы действия и расход рабочего тела на перелёт, по приведённым ниже формулам:

$$\Theta = 2 \cdot \arctg \left( 2 \cdot \frac{r_1}{r_0} - 1 \right); v_{\text{пар}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r_0}}; v_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}; v_{\text{хар}} = v_{\text{пар}} - v_0;$$

$$v_{\text{изб}} = v_{\text{пар}} \cdot \frac{r_0}{r_1}; m = 1 - \exp \left[ \frac{-(v_{\text{пар}} - v_0)}{9,81 \cdot 10^{-3} \cdot j} \right],$$

где  $j$  – удельный импульс двигателя большой тяги,  $l/\text{с}$ .

Траектория планетоцентрического движения с двигателем большой тяги представлена на рис. 1 слева, а схема перелёта Гомана – на рис. 1 справа.

При перелёте по схеме Гомана, принимается, что планеты движутся со скоростями равными средней скорости на круговой орбите. Считаем орбиты компланарными, поскольку разностью наклонов можно пренебречь.

Рассчитаем первое, второе и суммарное приращение скоростей:

$$\bar{v}_p = \sqrt{\frac{v_1^2 + v_2^2}{2}}; \Delta v_1 = v_1 \left( \frac{v_1}{\bar{v}_p} - 1 \right); \Delta v_2 = v_2 \left( 1 - \frac{v_2}{\bar{v}_p} \right); \Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2,$$

где  $v_1$  и  $v_2$  – орбитальные скорости на исходной и конечной орбитах.

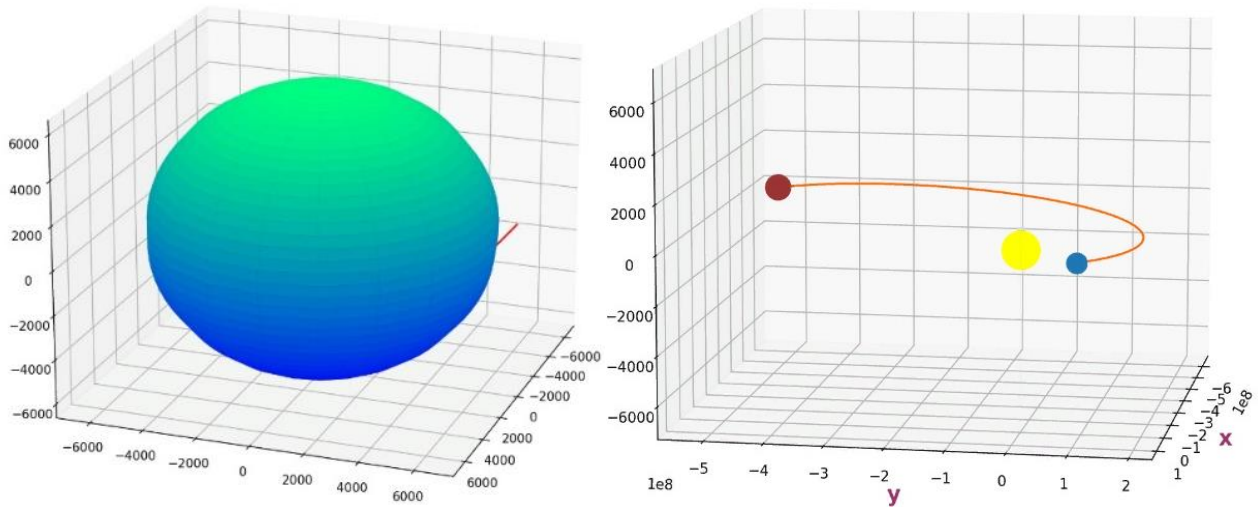


Рис. 1. Траектория планетоцентрического движения с двигателем большой тяги (слева) и схема перелёта Земля-Юпитер по схеме Гомана (справа)

Время, необходимое для гомановского перехода:

$$t = \pi \cdot \left( \frac{a^3}{\sqrt{\mu}} \right); a = \frac{r}{1 + ec}; ec = \frac{r_{\text{ап}} - r_{\text{пер}}}{r_{\text{ап}} + r_{\text{пер}}},$$

где  $r_{\text{ап}}$  – радиус апогея;  $r_{\text{пер}}$  – радиус перигея.

Расход рабочего тела для первого и второго приращения скорости:

$$m_p = \left( 1 - e^{-\frac{v_{\text{sum}}}{v_d}} \right) \cdot m_{\text{ЛА}},$$

где  $v_{\text{sum}}$  – суммарное приращение скоростей;  $v_d$  – скорость истечения газов;  $m$  – масса летательного аппарата.

$$m_k = m_{\text{ЛА}} - m_p.$$

Метод Ламберта-Эйлера предназначен для определения параметров орбиты перелёта за время  $t_{\text{п}}$  между начальным и конечным положениями КА, заданными радиусами-векторами  $\vec{r}_0, \vec{r}_k$  и угловой дальностью  $\Phi$ .

Для определения траектории перелёта КА необходимо решить уравнение Ламберта:

$$t_{\text{п}} = \frac{a^3}{\sqrt{\mu}} [\varepsilon - \delta - (\sin \varepsilon - \sin \delta)]; \varepsilon = \arccos \left( 1 - \frac{r_1 + r_2 + d}{2a} \right);$$

$$\delta = \arccos \left( 1 - \frac{r_1 + r_2 - d}{2a} \right).$$

Находим длину хорды эллиптической дуги.

$$d = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 - 2r_1r_2\cos\Phi}.$$

Для граничной орбиты следует, что  $e = \pi$ ,  $a = a_{min}$ , а время перелёта определяется по формуле Ламберта:

$$t_{\pi} = \frac{a_{min}^3}{\sqrt{\mu}} [\varepsilon - \delta - (\sin\varepsilon - \sin\delta)]; a_{min} = \frac{r_1 + r_2 + d}{4}.$$

Находим эксцентриситет

$$e = \sqrt{1 - \frac{p}{a_{min}}}; p = \frac{r_1 \cdot r_2 \cdot \sin^2\left(\frac{\varphi}{2}\right)}{a \cdot \sin^2\left(\frac{\varepsilon - \delta}{2}\right)}.$$

Определяем компоненты скорости на целевой орбите:

$$V_r = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot e \cdot \sin(\theta); V_f = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot (1 + e \cdot \cos(\theta)).$$

Далее находим компоненты скорости аппарата на орбите Земли

$$V_{rE} = 0,485; V_{fE} = \sqrt{\frac{\mu}{|r_1|}} = 29,703 \frac{\text{км}}{\text{с}}.$$

Определяем компоненты первого импульса

$$\Delta V_{r1} = V_{r1} - V_{rE}; \Delta V_{f1} = V_{f1} - V_{fE}.$$

Вычисляем значение первого импульса

$$\Delta V_1 = \sqrt{(\Delta V_{r1})^2 + (\Delta V_{f1})^2}.$$

Аналогично определяем значение для второго импульса.

Схема перелёта по Ламберту представлена на рис. 3.

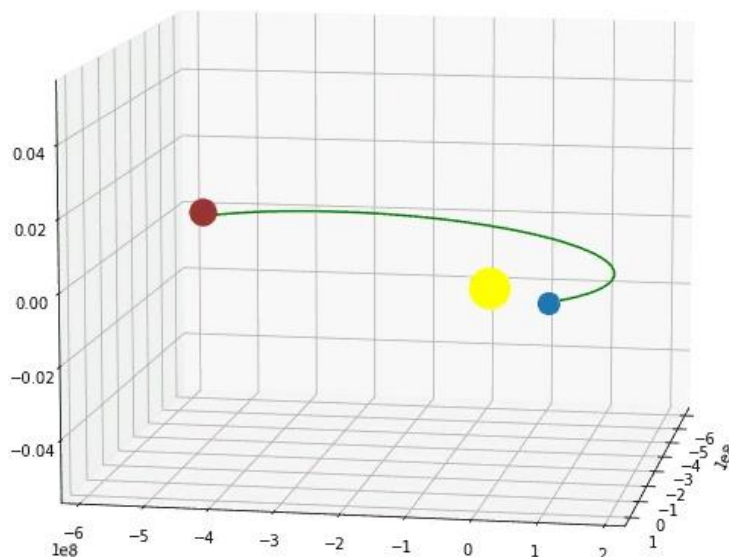


Рис. 3 Схема перелёта Земля-Юпитер по методу Ламберта

## Библиографический список

1. Лисов, И. А. Конец «Рассвета» / И. А. Лисов // Новости космонавтики журнал госкорпорации РОСКОСМОС – 2018. – № 12. – С. 58-59.
2. Левантовский, В. И. Механика космического полета в элементарном изложении / В. И. Левантовский – М.: Наука, 1980. – 512 с.
3. Куренков, В. И. Основы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс]. – Электрон. текстовые и граф. дан. (2.5 Мб). – Самара, 2012. – 1 электр. опт. диск (CD ROM).

УДК 629.785

**Затеев М.В.**

### **КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ «ЭКСПРЕСС-80» И «ЭКСПРЕСС-103»**

Экспресс-80 – спутник связи серии «Экспресс», предназначенный для работы на геостационарной орбите в составе спутниковой группировки ФГУП «Космическая связь» (ГПКС). Орбитальная позиция – 80° в. д. Зона покрытия – вся видимая с точки стояния спутника территория России.

Полезная нагрузка «Экспресс-80» включает:

- С-диапазон: 16 активных и два резервных линейаризованных транспондера, 2 радиомаяка;
- Ku-диапазон: 20 активных линейаризованных транспондеров, радиомаяк;
- L-диапазон: 2 активных транспондера.

Экспресс-103 – спутник связи серии «Экспресс», предназначенный для работы на геостационарной орбите в составе спутниковой группировки ФГУП «Космическая связь» (ГПКС). Орбитальная позиция – 96.5° в. д. Зона покрытия - вся видимая с точки стояния спутника территория России в С-диапазоне и Ku-диапазоне, также север Индии с прилегающими государствами и Юго-восточная Азия в Ku-диапазоне.

Полезная нагрузка «Экспресс-103» включает:

- С-диапазон: 16 активных и два резервных линейаризованных транспондера, 2 радиомаяка;
- Ku-диапазон: 20 активных линейаризованных транспондеров, радиомаяк;
- L-диапазон: 1 активный транспондер.

Спутники «Экспресс-80» и «Экспресс-103» обеспечивают в зоне покрытия оказание услуг цифрового телевидения, широкополосного доступа, услуг связи на морских и воздушных судах, организацию ТВ-перегонов и магистральных каналов связи.