

Купцов В.В., Старинова О.Л.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СЕЛЕНОЦЕНТРИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ К ТОЧКЕ ЛИБРАЦИИ L2 С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

В работе рассматривается перелёт космического аппарата с электроракетной двигательной установкой (КА с ЭРДУ) с селеноцентрической орбиты к точке либрации L2. В соответствии с «Лунной программой», составленной Институтом космических исследований РАН в 2014 г. на Луне будет создан «лунный полигон», включающий обитаемую базу с обсерваториями [1]. А в окрестности точки либрации L2 планируется поместить коммуникационный спутник. Кроме того, возможно использование этой точки L2, как опорной для дальнейших перелётов к Марсу, как место размещения заправочной станции для транспортных или пилотируемых кораблей.

Применение электроракетных двигателей (ЭРД) малой тяги обосновывается экономичностью с точки зрения малого расхода рабочего тела по сравнению с двигательными установками (ДУ) большой тяги.

При перелётах в системе Земля-Луна, особенно в окрестности точек либрации, необходимо учитывать гравитационное воздействие Земли и Луны [2]. Поэтому в данной работе движение КА описывается в рамках плоской круговой ограниченной задачи трёх тел с использованием инерциальной полярной барицентрической системы координат (рисунок 1).

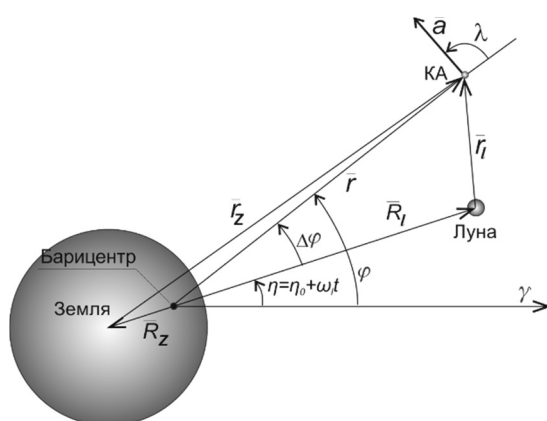


Рисунок 1 – Инерциальная полярная барицентрическая система координат

Положение центра масс КА относительно барицентра определяется радиус-вектором \bar{r} и полярным углом φ . Расстояние от КА до Земли и Луны соответственно задается векторами \bar{r}_Z и \bar{r}_I , $R_Z=4672$ км и $R_I=379728$ км расстояния от центра Земли и

центра Луны до барицентра системы соответственно. Вектор реактивного ускорения от тяги двигателей лежит в основной плоскости, его величина зависит только от тяги и массы КА. Направление ускорения от тяги двигателей задается углом ориентации $\lambda(t)$, который отсчитывается от радиус-вектора против часовой стрелки [2].

Уравнения движения в безразмерных координатах имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{dr}{dt} = V_r, \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V_\varphi}{r}, \\ \frac{dV_r}{dt} = \frac{V_\varphi^2}{r} - (1 - \mu_l) \cdot \frac{r + R_z \cdot \cos(\varphi - \eta)}{r_z^3} - \frac{\mu_l \cdot (r - R_l \cdot \cos(\varphi - \eta))}{r_l^3} + a_r, \\ \frac{dV_\varphi}{dt} = -\frac{V_r \cdot V_\varphi}{r} + (1 - \mu_l) \cdot \frac{R_z \cdot \sin(\varphi - \eta)}{r_z^3} - \frac{\mu_l \cdot R_l \cdot \sin(\varphi - \eta)}{r_l^3} + a_\varphi, \\ \frac{d\bar{m}}{dt} = \frac{a_0 \cdot \delta}{c}, \quad a_r = \frac{a_0 \cdot \delta}{(1 - \bar{m})} \cdot \cos \lambda, \quad a_\varphi = \frac{a_0 \cdot \delta}{(1 - \bar{m})} \cdot \sin \lambda, \end{cases} \quad (1)$$

где $\mu_l \approx 0,0123$ – отношение массы Луны к суммарной массе системы Земля-Луна, a_0 – номинальное ускорение от тяги ЭРДУ, c – скорость истечения рабочего тела, $\bar{m} = \frac{m_{PT}}{m_0}$ – относительный расход рабочего тела, V_r , V_φ и a_r , a_φ – компоненты безразмерного вектора скорости и ускорения соответственно, η – угловое положение Луны относительно полярной оси γ , δ – функция включения-выключения двигателей.

В случае использования критерия минимальной длительности перелёта ДУ работает постоянно и $\delta=1$, в случае минимального расхода рабочего тела – имеются пассивные участки траектории, когда ДУ выключена и $\delta=0$.

В этих обозначениях расстояния от КА до Земли и Луны определяются соотношениями (3).

$$r_z = \sqrt{r^2 + R_z^2 + 2 \cdot r \cdot R_z \cdot \cos(\varphi - \eta)}, \quad r_l = \sqrt{r^2 + R_l^2 - 2 \cdot r \cdot R_l \cdot \cos(\varphi - \eta)}. \quad (3)$$

Задача удержания КА на гало-орбите относительно точки либрации L2 системы Земля-Луна рассматривалась в работе Nathan L. Parrish, Jeffrey S. Parker, Steven P. Hughes, Jeannette Heiligers (рисунок 2) [3].

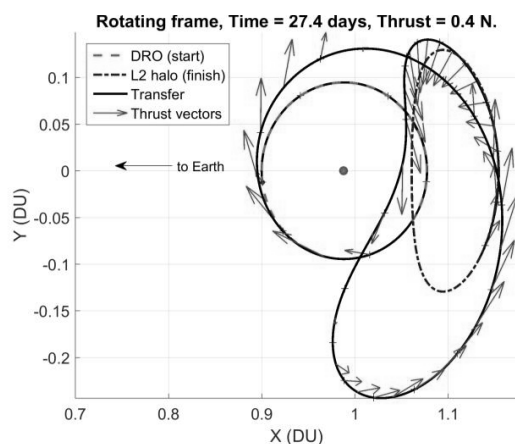


Рисунок 2 – Пример коррекции движения КА при движении с селеноцентрической орбиты к точке L2

В рамках данной работы был разработан программный комплекс моделирования и отображения движения КА в системе Земля-Луна, предназначенный для моделирования движения с низкой окололунной орбиты к точке либрации L2 КА с ЭРДУ с учётом гравитации Земли и Луны. Предусматривается отображение как барицентрического, так и селеноцентрического движения. Моделирование управляемого движения проводится численно с использованием метода Рунге-Кутты 4-го порядка. Результаты моделирования пассивного движения КА (тяги равна нулю) на селеноцентрической орбите радиуса $r = 20\,000$ км показаны на рисунке 3.

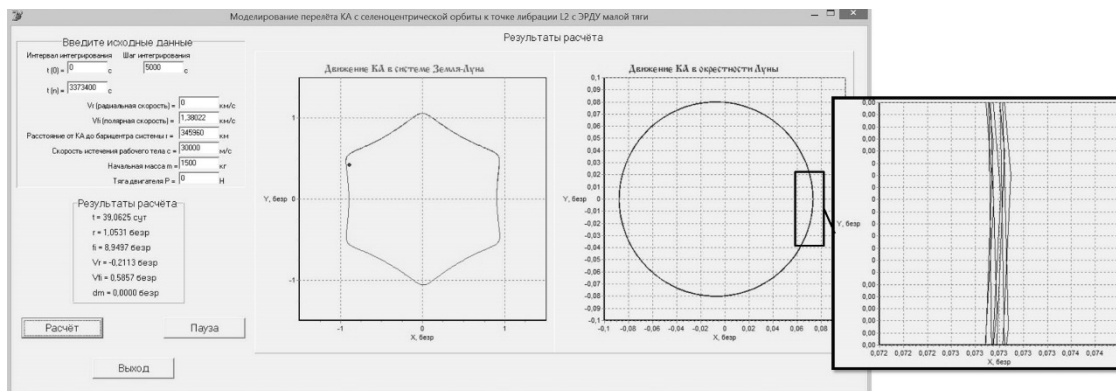


Рисунок 3 – Основное окно программного комплекса с отображением барицентрического и селеноцентрического пассивного движения

Орбита пассивного движения является квазикруговой с заметными колебаниями КА относительно Кеплеровской орбиты вследствие влияния Земного притяжения Земли.

На рисунке 4 показана траектория движения КА в окрестность точки либрации L2 для КА со следующими проектными параметрами: тяга двигателя 0,1 Н направлена по трансверсали, масса КА 1500 кг, скорость истечения 30000 м/с. Перелёт продолжается 35,3 суток, расход рабочего тела составляет 7,2 кг.

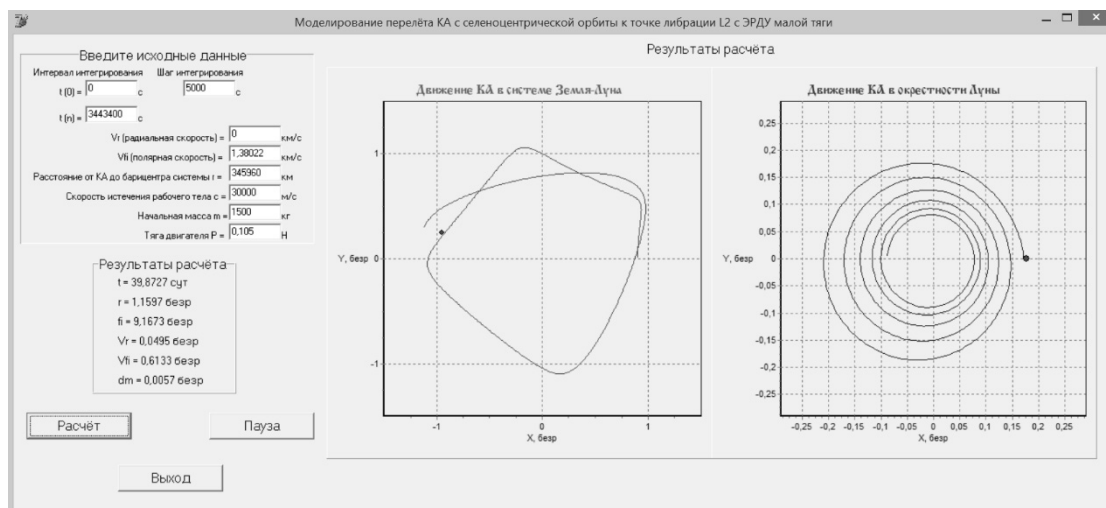


Рисунок 4 – Основное окно программного комплекса с отображением барисцентрического и селеноцентрического движения в точку L2

Дальнейшее развитие исследований будет проводиться в направлении получения оптимального управления направлением тяги двигателей и изучения некомпланарного движения КА.

Библиографический список

1. Пресс-центр ИКИ РАН [Электронный ресурс]. – Фундаментальные космические исследования: план на десятилетие // <http://press.cosmos.ru> (Актуально на 16.05.2016г.)
2. Матерова, И.Л. Методика оптимизации перелётов космических аппаратов с двигателем малой тяги в системе Земля-Луна [Текст]: дисс. канд. техн. наук: 05.07.09: защищена 26.12.13: утв. 18.02.14 / Матерова Ирина Леонидовна. – М., 2013. – 168 с. – 005542753.
3. Parrish, Nathan L. low-thrust transfers from distant retrograde orbits to l2 halo orbits in the earth-moon system [Текст]/ Nathan L. Parrish, Jeffrey S. Parker, Steven P. Hughes, Jeannette Heiligers // Colorado Center for Astrodynamics Research, University of Colorado at Boulder; NASA Goddard Space Flight Center; Delft University of Technology – 2016. – С. 1-9.
4. Купцов, В.В. Вычисление линий уровня гравитационного потенциала. Моделирование и отображение движения системы Земля-Луна [Текст]/В.В. Купцов, О.Л. Старина // Сб. научных трудов Международной молодёжной научной конференции «XIII Королёвские чтения» / Самара. СГАУ. – 2015. – Том 1. – С. 31-32.