

Старинова О.Л., Хабибуллин Р.М., Файн М.К.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ  
И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ  
ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ В РАМКАХ  
ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКИХ ПЕРЕЛЁТОВ**

В настоящее время ведущие мировые космические державы проводят активные разработки в области проектирования миссий к планетам солнечной системы. Подобные проекты подразумевают использование дорогостоящих ракетно-космических комплексов [1-2]. Перспективным способом удешевления подобных миссий является проектирование и отработка солнечного паруса (СП) как основного двигателя для космического аппарата (КА). В статье рассмотрим целесообразность применения солнечного паруса по сравнению с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) в рамках гелиоцентрических перелётов на примере перелёта к астероиду Эрос.

Уравнения пространственного движения в гелиоцентрической системе координат описывается фазовым вектором

$$\bar{X} = (r, \phi, V_r, V_\phi, \Omega, i)^T \quad (1)$$

или системой дифференциальных уравнений [3]:

$$\begin{cases} \dot{r} = V_r, \\ \dot{\phi} = \frac{V_\phi}{r} - \frac{a_0 \cdot \tan(\Omega) \cdot \sin(\lambda_2)}{V_\phi}, \\ \dot{V}_r = \frac{V_\phi^2}{r} - \frac{1}{r^2} + a_0 \cdot \cos(\lambda_1) \cdot \cos(\lambda_2), \\ \dot{V}_\phi = -\frac{V_r \cdot V_\phi}{r} + a_0 \cdot \sin(\lambda_1) \cdot \cos(\lambda_2), \\ \dot{\Omega} = \frac{a_0 \cdot \sin(\phi) \cdot \sin(\lambda_2)}{\sin(i) \cdot V_\phi}, \\ \dot{i} = \frac{a_0 \cdot \cos(\phi) \cdot \sin(\lambda_2)}{V_\phi}, \end{cases} \quad (2)$$

где  $r$  – расстояние между центрами масс КА и Солнца,  $\phi$  – аргумент широты,  $V_r$  – радиальная скорость КА,  $V_\phi$  – трансверсальная скорость КА,  $\Omega$  – долгота восходящего узла,  $i$  – наклонение орбиты,  $a_0$  – полное ускорение,  $\lambda_1$  – управляющий угол в плоскости эклиптики,  $\lambda_2$  – управляющий угол для коррекции и поддержания наклонения  $i$  и долготы восходящего узла  $\Omega$ .

Полное ускорение определяется следующим образом:

$$a_0 = \frac{F}{m} = \frac{2 \cdot S_r \cdot S \cdot \cos(\lambda_1) \cdot \cos(\lambda_2)}{c \cdot m}, \quad (3)$$

где  $F$  – сила тяги от солнечного света,  $m$  – масса КА,  $S_r$  – энергия солнечной электромагнитной волны на единичную площадь,  $S$  – текущая площадь паруса,  $c$  – скорость света.

Сила тяги от солнечного света определяется следующим образом:

$$F = F_{\text{incident}} + F_{\text{reflective}} = \frac{S_r}{c} \cdot S(\lambda_1) \cdot \cos(\lambda_1) + \varepsilon \cdot \frac{S_r}{c} \cdot S(\lambda_1) \cdot \cos(\lambda_1), \quad (4)$$

где  $S(\lambda_1) = S \cdot \cos(\lambda_1)$ . (5)

Математическая модель движения КА с ЭРДУ описывается вектором фазовых состояний:

$$\bar{X} = (r, \phi, V_r, V_\phi, m_p, \Omega, i)^T, \quad (6)$$

где  $m_p$  – массовый расход рабочего тела.

В системе дифференциальных уравнений, описывающей математическую модель движения КА с ЭРДУ, массовый расход топлива определяется следующим образом:

$$\dot{m}_p = \beta, \quad (7)$$

где  $\beta$  – расход топлива за единицу времени.

Расход топлива за единицу времени  $\beta$  определяется следующим образом:

$$\beta = \frac{a_0 \delta}{c_p r^2}, \quad (8)$$

где  $\delta$  – коэффициент работы двигателя (если  $\delta=1$ , то ЭРДУ включена; если  $\delta=0$ , то ЭРДУ отключена),  $c_p$  – скорость истечения рабочего тела.

Полное ускорение КА с ЭРДУ определяется следующим образом:

$$a = \frac{a_0}{1 - m_p} \delta. \quad (9)$$

Результаты моделирования показывают, что КА с СП способен выйти на орбиту астероида 433 Эрос за 2291 день. На рис. 1 показана траектория перелёта. КА с СП потребовалось большое количество времени на выполнение миссии, но на протяжении всего перелёта КА с СП использовал только энергию солнечного света. КА с СП предназначен для выполнения дальних недорогих перелётов.

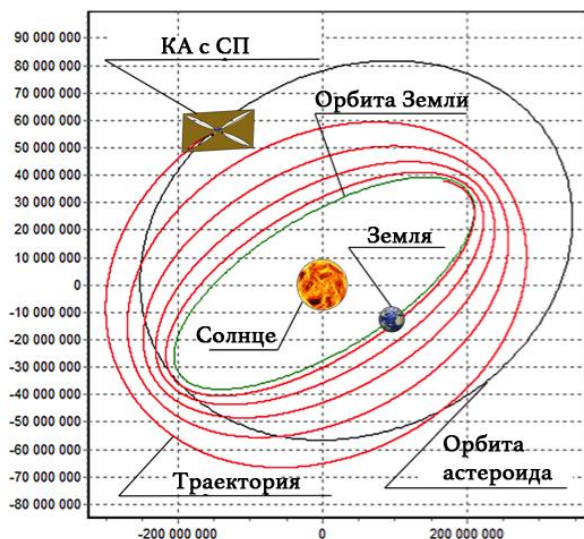


Рис. 1. Траектория движения КА с СП

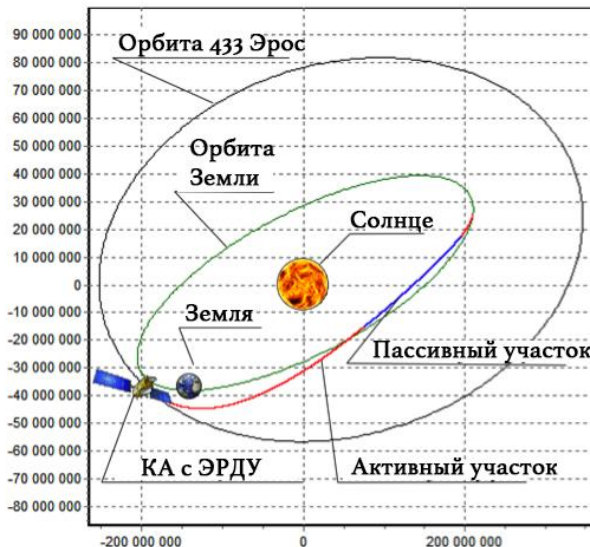


Рис. 2. Траектория движения КА с ЭРДУ

После завершения второго сеанса моделирования были получены длительность перелёта, траектория движения КА с ЭРДУ и массовый расход рабочего тела. КА с ЭРДУ достигнет орбиты астероида 433 Эрос за 135 дней, затратив 470 кг рабочего тела. На рис. 2 изображена траектория движения КА с ЭРДУ. Траектория разделена на три части: два активных участка (красный цвет,  $\delta=1$ ) и один пассивный участок (синий цвет,  $\delta=0$ ).

Очевидно, что для наибо́льшего быстрого достижения орбиты астероида следует использовать ЭРДУ, например, если требуется срочно доставить груз для перспективных обитаемых окололунных модулей. Если же целью является изучение отдалённых объектов, то СП является наилучшим способом совершения межпланетного перелёта.

### Библиографический список

1. Olga L. Starinova, Dmitriy V. Kurochkin and Irina L. Materova, "Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion" AIP Conf. Proc., 2012.
2. Y. Tsuda, O. Mori, R. Funase, H. Sawada, T. Yamamoto, T. Saiki, T. Endo, and J. Kawaguchi, "Flight status of IKAROS deep space solar sail demonstrator," Acta Astronautica, vol. 69, no. 9&10, c. 833–840, 2011.
3. A. Ishkov and O. L. Starinova, "Optimization and modeling of movement with the solar sail," Izvestiya of Samara Scientific Center Russian Academy of Sciences, vol. 7, no. 1(13), 2005, c. 99–106.