

**ФОРМИРОВАНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ СХЕМ НЕКОМПЛАНАРНЫХ
ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКИХ ПЕРЕЛЁТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
С НЕИДЕАЛЬНО ОТРАЖАЮЩИМ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ**

Солнечный парус (СП) – это приспособление, которое использует давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение космического аппарата (КА) [1]. За последнее десятилетие космическими агентствами США, Японии и Европы [1-5] было запущено несколько технологических КА, целью которых являлось исследование возможности использования СП в качестве двигательной установки.

Целью работы является формирование алгоритма управления КА для совершения пространственного перелёта Земля-Мартс. Алгоритм управления включает в себя набор законов локально-оптимального управления (ЗЛОУ), которые предназначены для наискорейшего изменения одного из оскулирующих элементов: большая полуось A ; фокальный параметр p ; эксцентриситет e ; радиус афелия r_a ; радиус перигелия r_p ; аргумент перигелия w ; истинная аномалия ϑ ; наклонение i ; долгота восходящего узла Ω . В качестве двигательной установки используется неидеально отражающий СП. Ключевое отличие неидеально отражающего СП от идеально отражающего в том, что величина и направление ускорения рассчитывается с учётом не только падающих и зеркально отражённых фотонов, но и диффузного отражения, поглощения и пропускания фотонов поверхностью СП. При моделировании межпланетных перелётов данное различие оказывает существенное влияние на конечный результат.

Для выполнения программных манёвров с помощью ЗЛОУ необходимо обеспечить КА органом управления ориентацией. Подобным органом являются тонкоплёночные элементы управления (ТЭУ), способные изменять свои отражательные характеристики. ТЭУ располагаются по периметру СП, как на КА IKAROS [3]. Если одной половине ТЭУ обеспечить зеркальное отражение фотонов, а другой – поглощение фотонов, возникнет разница сил, в результате которой появится управляющий момент для изменения ориентации КА.

Рассматривается межпланетный некомпланарный перелёт КА с неидеально отражающим СП. КА выведен из сферы действия Земли с помощью разгонного блока. Цель перелёта – попадание в сферу Хилла планеты – области пространства, в которой могут двигаться тела, оставаясь спутником планеты, при этом интеграл энергии КА $h < 0$.

Введём вектор фазовых координат \mathbf{X} , описывающий движение ЦМ и движение вокруг ЦМ в комбинированной системе координат:

$$\mathbf{X} = (r, u, V_r, V_u, \Omega, i, \theta_p, \theta_n, \theta_s, \omega_p, \omega_n, \omega_s)^T,$$

где r – гелиоцентрическое расстояние КА с СП; u – аргумент широты; V_r, V_u – радиальная и трансверсальная скорости; Ω – долгота восходящего узла орбиты; i – наклонение орбиты; $\theta_p, \theta_n, \theta_s$ – углы поворота СП, описывающие ориентацию КА с СП; $\omega_p, \omega_n, \omega_s$ – угловые скорости.

Для описания управления ориентацией СП вводится вектор номинального управления \mathbf{U} :

$$\mathbf{U} = \{\delta_p(t), \delta_s(t)\}^T,$$

где $\delta_p(t), \delta_s(t)$ – функции номинального управления, определяющие вращение СП относительно ЦМ, которые могут принимать следующие значения:

$$\left. \begin{aligned} \delta_p(t) &= \{+1, 0, -1\}; \\ \delta_s(t) &= \{+1, 0, -1\}. \end{aligned} \right\}$$

Фиксированный вектор проектных параметров \mathbf{prm} КА с СП описывается следующим образом:

$$\mathbf{prm} = \{m, S, \rho, \rho_r, \rho_d, \alpha, \tau, h_{ТЭУ}\}^T,$$

где m – масса КА с СП; S – площадь СП; ρ – коэффициент отражения поверхности СП; ρ_r – коэффициент зеркального отражения поверхности СП; ρ_d – коэффициент диффузного отражения поверхности СП; α – коэффициент поглощения фотонов поверхностью СП; τ – коэффициент пропускания; $h_{ТЭУ}$ – ширина ТЭУ.

В качестве основного критерия оптимальности выбрано минимальное время перелёта $t_k \rightarrow \min$ при условии

$$\left. \begin{aligned} Dist(r, u, \Omega, i) &\leq R_{Хилла}; \\ h(Dist, V_r, V_u) &< 0, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где $Dist$ – текущее расстояние между КА с СП и целью; $R_{Хилла}$ – радиус сферы Хилла планеты. Интеграл энергии h определяется следующим образом:

$$h = \Delta V^2 - \frac{2\mu_{цель}}{Dist}.$$

Здесь ΔV – разность полных скоростей КА и планеты, к которой совершается перелёт; $\mu_{цель}$ – гравитационный параметр планеты.

Задача сложная, поэтому предлагается следующая процедура её решения:

- получение номинальной программы управления движением ЦМ КА;
- определение максимальных необходимых угловых скоростей для обеспечения полученной программы номинального управления, расчёт параметров органов управления ТЭУ;
- моделирование совместного движения ЦМ и вокруг ЦМ для демонстрации реализуемости полученной программы управления.

Разработана и описана процедура формирования программ номинального управления КА с неидеально отражающим СП, которая состоит из четырёх этапов. **На первом этапе** задаётся цель перелёта, вектор проектных параметров и граничные условия. **На втором этапе** формируется база данных (БД) перелётов и с помощью метода прямой оптимизации определяется набор оптимальных перелётов для различного положения КА на орбите.

Критериями оптимальности является минимальное время перелёта $t_k \rightarrow \min$ и минимизация значения евклидовой нормы, которая определяется как $\|\Delta \mathbf{X}\| = \|\mathbf{X}_{КА}(t_k) - \mathbf{X}_{цель}(t_k)\| \rightarrow \min$. На третьем этапе проводится моделирование движения ЦМ и его анализ. По окончании этапа определяются вектор фазовых координат КА $\mathbf{X}_{КА}(t_k)$ на дату завершения перелёта, длительность перелёта, вектор номинального управления \mathbf{U} и проверяются условия (1). Если условия не выполняются – необходимо вернуться на второй этап и выбрать из набора оптимальных перелётов другой вариант. На четвертом этапе определяется необходимая ширина ТЭУ $h_{ТЭУ}$, выносится вердикт о реализуемости перелёта.

В качестве примера рассмотрим гелиоцентрический некомпланарный перелёт КА с неидеально отражающим СП к Венере.

В таблице 1 приведены данные о перелёте КА с неидеально отражающим СП с орбиты Земли к Венере. В таблице 2 описан алгоритм использования ЗЛОУ для совершения перелёта. На рисунках 1-6 продемонстрированы основные результаты моделирования гелиоцентрического движения.

Таблица 1 – Данные о перелёте КА с орбиты Земли к Венере

№	Наименование	Размерность	Значение
1	Дата старта, D_0	дд.мм.гггг	16.11.2027
2	Дата завершения перелёта, D_k	дд.мм.гггг	19.06.2030
3	Длительность перелёта	сут	946
4	Радиус сферы Хилл Венеры, $R_{Хилл}$	км	1 008 000
5	Расстояние до Венеры на дату завершения, $Dist$	км	849 396

Таблица 2 – Алгоритм использования ЗЛОУ

№	Закон управления	Дата начала этапа	Дата завершения этапа	Начальное значение	Конечное значение	Длительность
1	Уменьшение A	16.11.2027	18.12.2028	1,000 а.е.	0,724 а.е.	399 сут.
2	Увеличение i	18.12.2028	28.05.2029	0,004 град	3,385 град	161 сут.
3	Уменьшение Ω	28.05.2029	09.05.2030	224,017 град	76,651 град	345 сут.
4	Уменьшение e	09.05.2030	18.06.2030	0,052	0,007	41 сут.



Рис. 1. Зависимость λ_1 по времени

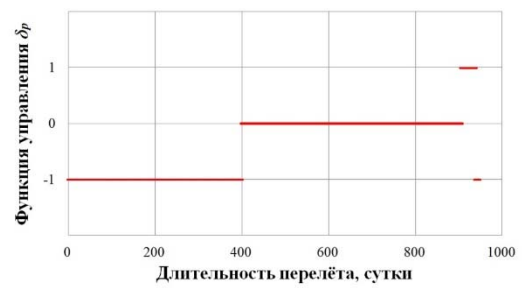


Рис. 2. Зависимость δ_p по времени

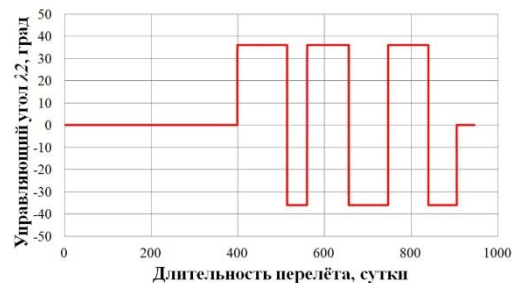


Рис. 3. Зависимость λ_2 по времени

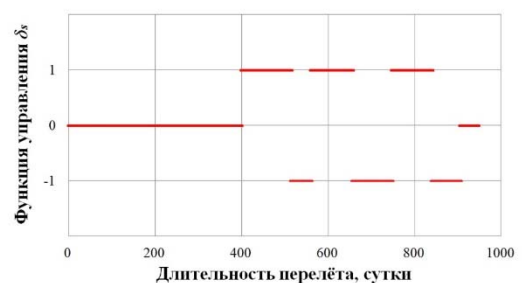
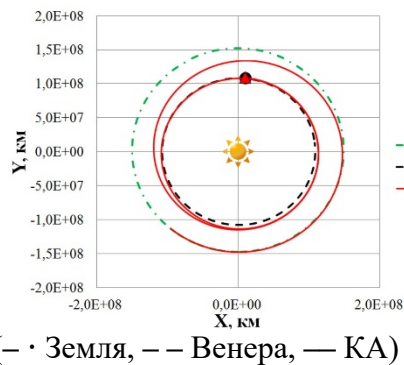


Рис. 4. Зависимость δ_s по времени



(- · - Земля, -- Венера, — КА)

Рис. 5. Гелиоцентрическая траектория перелёта КА с СП к Венере

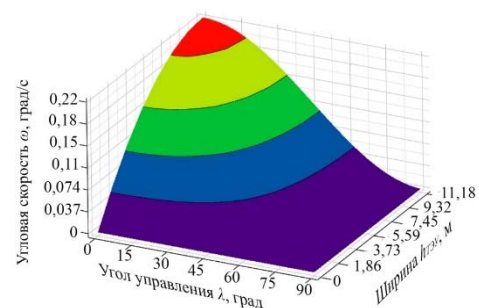


Рис. 6. Зависимость угловой скорости от управляющего угла и ширины ТЭУ

Для реализации гелиоцентрического перелёта КА с неидеально отражающим СП с орбиты Земли к Венере на расстояние 849 396 км потребовалось 946 суток. Определена безразмерная величина интеграла энергии $h = -8,7 \cdot 10^{-4}$. Найденные расстояние между КА с СП и Венерой $Dist$ и интеграл энергии h удовлетворяют условию (1), следовательно, по окончании гелиоцентрического участка КА остаётся в окрестности Венеры. Было выявлено, что для обеспечения найденного управления необходимо получить достаточную угловую скорость $\omega_{дост}=0,020$ град/с. Для этого на СП нужно установить ТЭУ $h_{ТЭУ}=0,894$ м, $S_{ТЭУ}=81,127$ м².

Библиографический список

1. Поляхова Е.Н. *Космический полет с солнечным парусом*. Москва, ЛИБРОКОМ, 2011. 320 с.
2. Johnson L., Whorton M., Heaton A., Pinson R., Laue G., Adams C. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 68, pp. 571–575, doi: 10.1016/j.actaastro.2010.02.008
3. Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsyda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J. First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology*, 2010, vol. 8, no. 27, 6 p.
4. Bidy C., Svitek T. LightSail-1 Solar Sail Design and Qualification. *Materials of the 41th Aerospace Mechanisms Symposium*, 16–18 May, 2012, pp. 451–463.
5. Khabibullin R.M., Starinova O.L. Nonlinear Modeling and Study for Control of the Research Spacecraft with Solar Sail. *AIP Conference Proceedings*, 2017, vol. 1798, 9 p., doi: 10.1063/1.4972666