

ПРОГРАММА УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ НЕКОМПЛАНАРНОГО ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКОГО ПЕРЕЛЁТА К ВЕНЕРЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НЕИДЕАЛЬНО ОТРАЖАЮЩИМ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

© 2019

Р. М. Хабибуллин инженер кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
khabibullin.roman@gmail.com

Рассматривается некомпланарный управляемый гелиоцентрический перелёт космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом к Венере. Целью гелиоцентрического движения является попадание космического аппарата в сферу Хилла Венеры с нулевым гиперболическим избытком скорости. Для реализации перелёта разработан алгоритм применения законов локально-оптимального управления для наискорейшего изменения оскулирующих элементов. Управление ориентацией солнечного паруса осуществляется с помощью тонкоплёночных элементов управления, расположенных по периметру поверхности солнечного паруса. В результате моделирования движения определены траектория перелёта, программа управления и необходимые ширина и площадь тонкоплёночных элементов управления.

Космический аппарат; некомпланарный гелиоцентрический перелёт к Венере; неидеально отражающий солнечный парус; математическая модель движения; программа управления; закон локально-оптимального управления; тонкоплёночный элемент управления; моделирование движения.

Цитирование: Хабибуллин Р.М. Программа управления для некомпланарного гелиоцентрического перелёта к Венере космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 117-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-117-128

Введение

За последнее десятилетие космическими агентствами США, Европы и Японии [1-5] было запущено несколько технологических космических аппаратов (КА) для исследования возможности использования солнечного паруса (СП) в качестве двигательной установки. СП – это приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение КА [6].

Целью работы является формирование программы управления КА для перелёта к Венере. В качестве движителя рассматривается неидеально отражающий СП, величина и направление ускорения от которого рассчитывается с учётом зеркального и диффузного отражений, поглощения и пропускания фотонов поверхностью паруса. Изменение ориентации КА по отношению к солнечным лучам осуществляется за счёт тонкоплёночных элементов (ТЭ) с изменяющейся отражательной способностью, расположенных по периметру СП. При изменении подающегося на ТЭ напряжения он становится прозрачным или непрозрачным, возникает разница нормальных составляющих сил светового давления, обеспечивающая создание управляющего момента для изменения ориентации КА в пространстве. Подобное управление было успешно испытано на КА IKAROS [3].

Постановка задачи

Для достижения поставленной цели вводится вектор фазовых координат X , описывающий движение центра масс КА и управляемое движение относительно центра масс:

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

где r – гелиоцентрическое расстояние КА; 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; $\omega_p, \omega_n, \omega_s$ – угловые скорости.

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

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

где $\delta_p(t), \delta_n(t), \delta_s(t)$ – функции управления, которые могут принимать следующие значения:

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

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

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

где m – масса; 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; $h_{TЭВ}$ – ширина ТЭ.

Параметры вектора фазовых координат \mathbf{X} и вектора управления \mathbf{U} должны удовлетворять следующим ограничениям:

$$\left. \begin{aligned} |\delta_p(t)| + |\delta_s(t)| &\leq 1; \\ \omega_{дост} &\leq |\boldsymbol{\omega}| \leq \omega_{пред}, \end{aligned} \right\}$$

где $\omega_{дост}, \omega_{пред}$ – достаточная и предельная угловые скорости.

Граничные условия гелиоцентрического перелёта записываются следующим образом:

$$\mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}_k.$$

В качестве основного критерия оптимальности выбрано минимальное время перелёта

$$t_k \rightarrow \min$$

при условии

$$\left. \begin{aligned} Dist &\leq R_{Хилла}; \\ \|\Delta\mathbf{X}\| &\leq \xi. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь $Dist$ – текущее расстояние между КА и Венерой; $R_{Хилла}$ – радиус сферы Хилла Венеры, $R_{Хилла} = 1\,008\,000$ км; ξ – коэффициент, определяющий область допустимых значений евклидовой нормы фазовых координат КА на дату завершения миссии (в рамках данной работы $\xi = 0,02$, что является достаточным условием для длительного функционирования КА в сфере Хилла Венеры после завершения гелиоцентрического участка перелёта); $\|\Delta\mathbf{X}\|$ – евклидова норма, которая определяется следующим образом:

$$\|\Delta\mathbf{X}\| = \|\mathbf{X}_{КА}(t_k) - \mathbf{X}_{Венера}(t_k)\|, \quad (2)$$

где $\mathbf{X}_{КА}, \mathbf{X}_{Венера}$ – безразмерные фазовые координаты КА и Венеры соответственно.

Таким образом, оптимальное управление должно доставлять минимум времени перелёта при фиксированных проектных параметрах КА и заданных граничных условиях перелёта:

$$\mathbf{U}_{opt}(t) = \arg \min_{\mathbf{U}(t)} t_k (\mathbf{U} | \mathbf{pr}m \in P, \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}_k).$$

Математическая модель гелиоцентрического движения

Рассматривается математическая модель движения КА с неидеально отражающим СП со следующими допущениями:

- деградация СП не учитывается, т. е. оптические характеристики СП постоянны на всей длительности перелёта и не равны нулю: $\rho = \text{const} \neq 0, \alpha = \text{const} \neq 0, \tau = \text{const} \neq 0$;
- СП – плоский;
- рассеивание диффузно отражённых фотонов происходит равномерно во всех направлениях, соответственно направление вектора силы от рассеянных фотонов \mathbf{F}_{pa} совпадает с направлением нормали \mathbf{n} ;
- излучение на поверхности СП от нагрева поглощённых фотонов происходит равномерно по всем направлениям, т. е. вектор силы тяги от поглощённых фотонов \mathbf{F}_a совпадает с направлением падения фотонов \mathbf{r} ;
- функция управления $\delta_n(t)$, которая отвечает за вращение СП вокруг нормали \mathbf{n} , не рассматривается.

Рассмотрим СП с неидеально отражающей поверхностью (рис. 1).

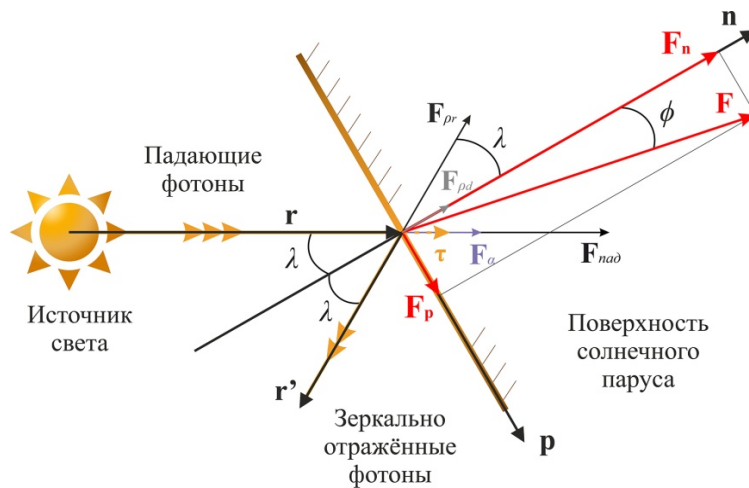


Рис. 1. Схема распределения составляющих вектора полной тяги

Пусть вектор нормали к поверхности СП \mathbf{n} направлен во внешнюю от источника света сторону; радиус-вектор \mathbf{r} направлен от центра масс Солнца к центру масс КА и совпадает с направлением движения фотонов; вектор \mathbf{p} лежит в плоскости СП, перпендикулярен вектору нормали \mathbf{n} и сонаправлен с проекцией на поверхность СП радиус-вектора \mathbf{r} . На поверхность СП падают фотоны по направлению радиус-вектора \mathbf{r} под углом λ к нормали \mathbf{n} . Здесь и далее угол λ будем называть управляющим углом или углом управления СП. Вектор \mathbf{r}' указывает на направление движения отражённых фотонов. При неидеальных отражающих характеристиках поверхности СП вектор полной тяги \mathbf{F} отклоняется от нормали СП \mathbf{n} на угол φ .

В результате принятых допущений в модели неидеально отражающего СП учитываются сила тяги $F_{\text{над}}$ от фотонов, падающих на поверхность СП, сила тяги F_{ρ_r} от зеркально отражённых фотонов, сила тяги F_{ρ_d} от диффузно отражённых фотонов, а также сила тяги F_{α} от фотонов, поглощённых поверхностью СП, и от вторичного диффузного излучения световой и теневой сторон СП. Таким образом, вектор полной силы тяги \mathbf{F} принимает следующий вид [7]:

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_{\text{над}} + \mathbf{F}_{\rho_r} + \mathbf{F}_{\rho_d} + \mathbf{F}_{\alpha}.$$

Запишем вектор силы полной тяги \mathbf{F} и угол отклонения φ вектора полной тяги от нормали следующим образом:

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} F_p \\ F_n \\ F_s \end{pmatrix} = P_3 \left(\frac{R_0}{r} \right)^2 S \cos \lambda \begin{bmatrix} \left(1 - \rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) \sin \lambda \\ \left(1 + \rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) \cos \lambda + (1 - \rho_r) \rho B_f \\ 0 \end{bmatrix};$$

$$\varphi = \arctan \left[\frac{\sin \lambda \left(1 - \rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right)}{\cos \lambda \left(1 + \rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) + (1 - \rho_r) \rho B_f} \right].$$

Здесь P_3 – давление отвесно падающего солнечного света на полностью поглощающую поверхность «абсолютно чёрного» тела на орбите Земли, $P_3 = 4,55 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}^{-2}$; R_0 – среднее расстояние между центрами масс Солнца и Земли, $R_0 = 149,6 \cdot 10^6 \text{ км}$ (1 а.е.); $\varepsilon_f, \varepsilon_b$ – коэффициенты излучения освещённой и теневой стороны СП; B_f, B_b – коэффициенты эмиссионной диффузии освещённой и теневой стороны СП соответственно.

Характеристики отражательной способности неидеально отражающего СП, выполненного из алюминизированной полиамидной плёнки Каптон [8], представлены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристика отражательной способности поверхности СП

Оптические коэффициенты поверхности СП								
ρ	ρ_r	ρ_d	α	ε_f	ε_b	B_f	B_b	τ
0,87	0,94	0,06	0,12	0,05	0,55	0,79	0,55	0,01

Для описания гелиоцентрического движения центра масс КА с неидеально отражающим СП необходимо ввести две системы координат (СК): подвижную объектоцентрическую СК *ORUZ* и комбинированную гелиоцентрическую СК.

Введём подвижную объектоцентрическую СК *ORUZ*, которая используется при моделировании межпланетных перелётов КА. Точка *O* является центром СК и совпадает с центром масс КА. Ось *OR* направлена по радиус-вектору **r** в сторону от источника света. Ось *OU* лежит в плоскости орбиты и направлена по движению КА. Ось *OZ* перпендикулярна плоскости орбиты и дополняет СК до правой.

Введём комбинированную гелиоцентрическую СК для описания пространственного движения. В полюсе СК находится Солнце. Полярная ось совпадает с линией, соединяющей восходящий и нисходящий узлы. Положительный угол аргумента широты *u* отсчитывается от линии узлов со стороны восходящего узла до радиус-вектора **r** против часовой стрелки. Радиус-вектор **r** соединяет центры масс Солнца и КА. Пространственное положение плоскости орбиты задаётся долготой восходящего узла Ω и наклоном орбиты *i* относительно плоскости эклиптики. Вектор скорости **V** направлен по касательной к траектории по направлению движения в плоскости орбиты и раскладывается на радиальную скорость V_r , направленную по радиус-вектору **r**, и на трансверсальную скорость V_u , направленную перпендикулярно радиус-вектору **r** в сторону направления вектора скорости **V**.

Изменение фазовых координат в рамках задачи двух тел, с учётом возмущающих ускорений и ускорений от СП, описывается системой дифференциальных уравнений движения в комбинированной гелиоцентрической СК [9].

Вектор ускорения КА с неидеально отражающим СП от сил светового давления **a** опишем в следующем виде:

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} a_r \\ a_u \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_p \left(\sin \lambda_1 \sqrt{\cos^2 \lambda_2 + \left(\frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} + \sin \lambda_2 \cos \lambda_1 \sqrt{\sin^2 \lambda_2 - \left(\frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} \right) + a_n \cos \lambda_2 \cos \lambda_1 \\ a_p \left(\sin \lambda_1 \sin \lambda_2 \sqrt{\sin^2 \lambda_2 - \left(\frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} - \sqrt{\cos^2 \lambda_2 + \left(\frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} \cos \lambda_1 \right) + a_n \cos \lambda_2 \sin \lambda_1 \\ a_p \cos \lambda_2 \sqrt{\sin^2 \lambda_2 - \left(\frac{\sin \lambda_2}{\sin \lambda_1} \right)^2} - a_n \sin \lambda_2 \end{bmatrix}.$$

Здесь a_r, a_u, a_z – безразмерные компоненты ускорения КА в подвижной объектоцентрической СК; a_p, a_n – безразмерные компоненты ускорения КА, которые сонаправлены с векторами **p** и **n** соответственно, определяются зависимостями:

$$a_p = P_3 \left(\frac{R_0}{r} \right)^2 \frac{S}{m} \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \left(1 - \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) \sqrt{\sin^2 \lambda_1 \cos^2 \lambda_2 + \sin^2 \lambda_2};$$

$$a_n = P_3 \left(\frac{R_0}{r} \right)^2 \frac{S}{m} \cos^2 \lambda_1 \cos^2 \lambda_2 \left(1 + \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right),$$

где λ_1 и λ_2 – компоненты управляющего угла λ : λ_1 – угол между радиус-вектором \mathbf{r} и проекцией нормали СП на плоскость орбиты \mathbf{n}_{ROU} ; λ_2 – угол между нормалью СП \mathbf{n} и её проекцией на плоскость орбиты \mathbf{n}_{ROU} .

Зависимости между λ_1, λ_2 и λ имеют вид:

$$\begin{aligned} \cos \lambda &= \cos \lambda_1 \cos \lambda_2; \\ \sin \lambda &= \sqrt{\sin^2 \lambda_1 \cos^2 \lambda_2 + \sin^2 \lambda_2}. \end{aligned}$$

Законы локально-оптимального управления (ЗЛОУ) описаны в [10]. ЗЛОУ предназначены для наискорейшего изменения и сохранения одного из оскулирующих элементов (большая полуось A ; фокальный параметр p ; эксцентриситет e ; радиус афелия r_α ; радиус перигелия r_π ; аргумент перигелия w ; истинная аномалия \mathcal{G} ; наклонение i ; долгота восходящего узла Ω). В рамках данной работы ЗЛОУ используются для определения управляющих углов λ_1 и λ_2 , обеспечивающих наискорейшее изменение оскулирующего элемента K :

$$\lambda_{1,2}^{K \text{ opt}} = \arg \max_{\lambda_{1,2} \in \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2} \right]} \frac{dK}{dt}(\lambda_{1,2}).$$

Например, управляющий угол λ_1 для наискорейшего увеличения эксцентриситета e будет определяться следующим образом:

$$\lambda_{1 \text{ opt}}^e = -\frac{1}{2} \arcsin \frac{(e \cos^2 \mathcal{G} + 2 \cos \mathcal{G} + e) \left(\sin \mathcal{G} - \sqrt{9[\sin \mathcal{G}]^2 + 8 \left[\frac{e \cos^2 \mathcal{G} + 2 \cos \mathcal{G} + e}{1 + e \cos \mathcal{G}} \right]^2} \right)}{3(1 + e \cos \mathcal{G}) \left([\sin \mathcal{G}]^2 + \left[\frac{e \cos^2 \mathcal{G} + 2 \cos \mathcal{G} + e}{1 + e \cos \mathcal{G}} \right]^2 \right)}.$$

Результаты моделирования движения

Для определения параметров орбиты и положения Венеры используется база данных Лаборатории реактивного движения НАСА (Jet Propulsion Laboratory NASA) [11]. Дата старта миссии – 16.11.2027, дата завершения – 19.06.2030. Поскольку орбита Венеры является околосферической ($e = 0,00676 \approx 0$), этапом изменения долготы перицентра w можно пренебречь.

Начальное положение КА на дату старта и конечное положение Венеры опишем размерными фазовыми координатами в виде $\mathbf{X} = (r; u; V_r; V_u; \Omega; i)^T$:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{\text{КА}}(t_0) &= \mathbf{X}_{\text{Земля}}(t_0) = \\ &= (1,479 \cdot 10^8 \text{ км}; 54,953 \text{ град}; -0,371 \text{ км/с}; 30,122 \text{ км/с}; 174,806 \text{ град}; 0,004 \text{ град})^T; \\ \mathbf{X}_{\text{Венера}}(t_k) &= (1,086 \cdot 10^8 \text{ км}; 8,886 \text{ град}; -0,199 \text{ км/с}; 34,894 \text{ км/с}; 76,595 \text{ град}; 3,394 \text{ град})^T. \end{aligned}$$

Результаты баллистической оптимизации перелёта КА с неидеально отражающим СП с орбиты Земли к Венере представлены в табл. 2. Алгоритм и длительность использования ЗЛОУ описаны в табл. 3. Одна итерация моделирования соответствует одному часу движения.

Траектория гелиоцентрического движения КА в плоскости XOY и изменение координат X, Y, Z по времени представлены на рис. 2.

Таблица 2. Результаты баллистической оптимизации перелёта КА с неидеально отражающим СП к Венере

№ п/п	Наименование	Размерность	Значение
1	Радиус сферы Хилла Венеры, $R_{Хилла}$	км	1 008 000
2	Дата старта, D_0	дд.мм.гггг	16.11.2027
3	Дата завершения перелёта, D_k	дд.мм.гггг	19.06.2030
4	Масса КА, m	кг	39,8
5	Площадь СП, S	м ²	500
6	Длительность перелёта	сут	946
7	Расстояние до Венеры, $Dist$	км	849 396

Таблица 3. Алгоритм использования ЗЛОУ

№ п/п	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 а.е.	0,007 а.е.	41 сут.

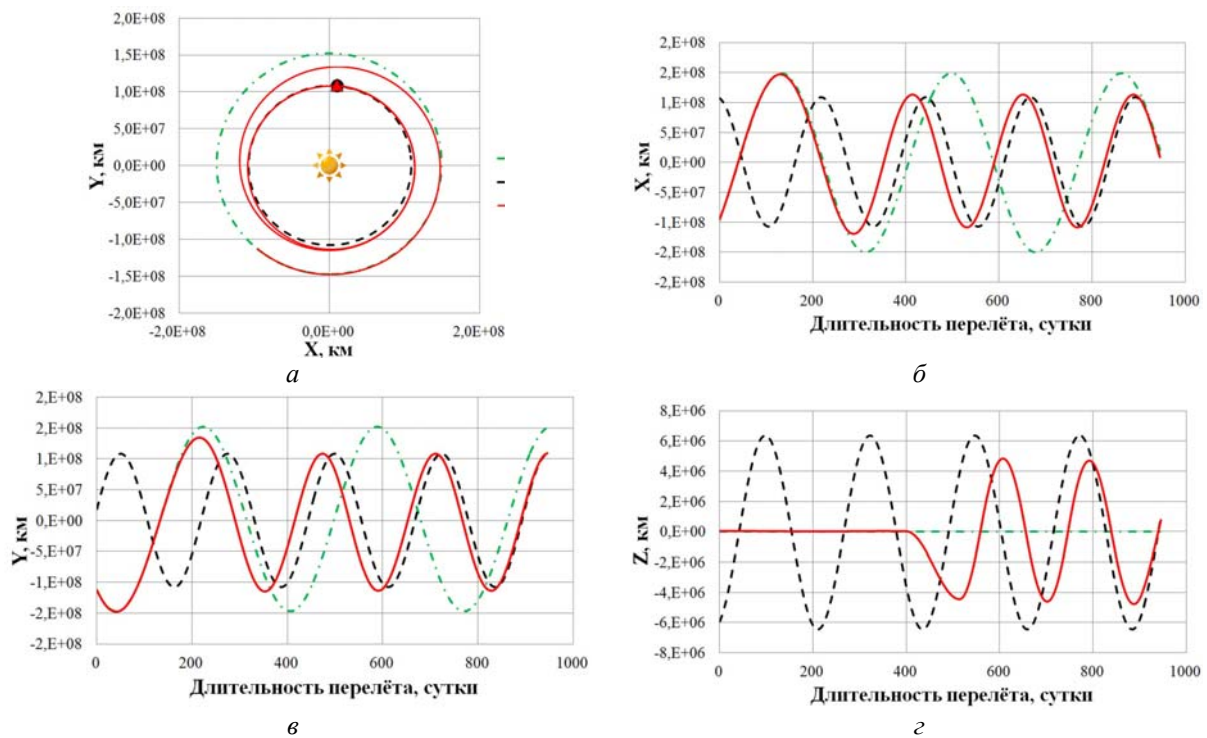


Рис. 2. Результаты моделирования:

a – траектория гелиоцентрического перелёта КА к Венере в плоскости XOY ; $б$ – изменение координаты X по времени; $в$ – изменение координаты Y по времени; z – изменение координаты Z по времени ($- \cdot -$ Земля, $--$ Венера, $—$ КА)

Программа управления включает в себя изменение управляющих углов и функции управления. Использование ЗЛОУ подразумевает изменение положения КА и ориентации СП в пространстве. На рис. 3 приведён график зависимости управляющих углов λ_1 и λ_2 по времени. Графики функций управления δ_p и δ_s представлены на рис. 4.

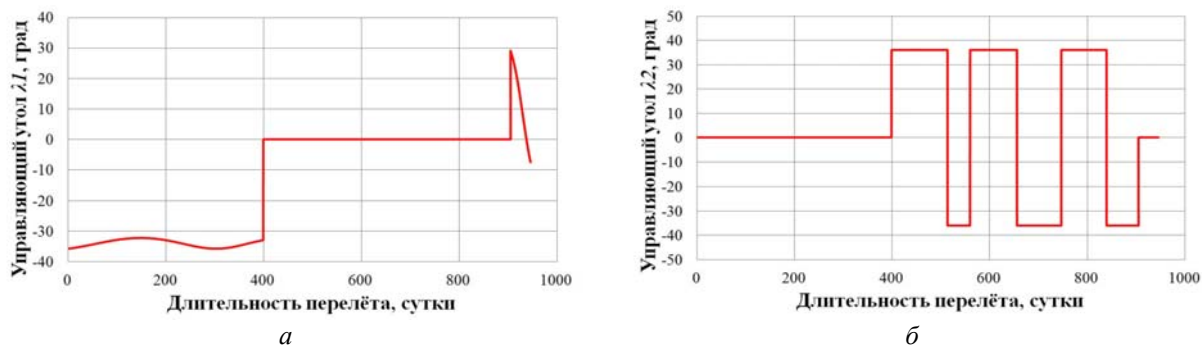


Рис. 3. Зависимости управляющих углов по времени:
а – угол λ_1 ; б – угол λ_2

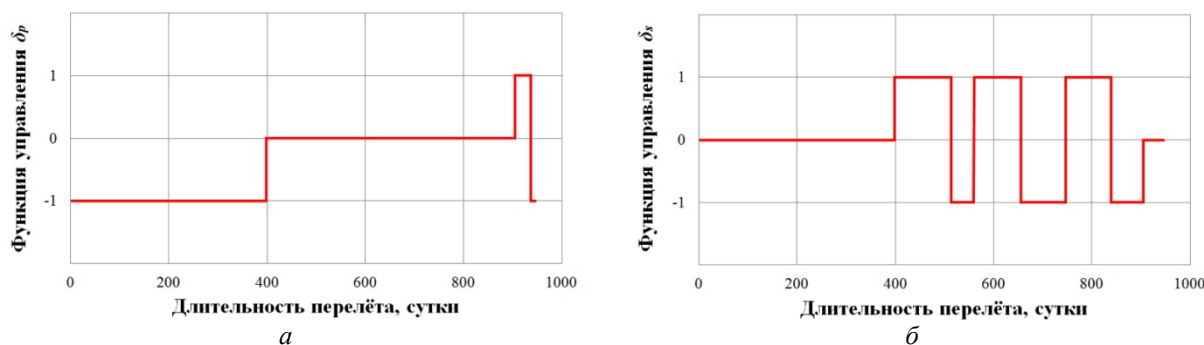


Рис. 4. Зависимости функции управления по времени:
а – функция управления δ_p ; б – функция управления δ_s

Одним из ключевых параметров, подтверждающих успешность перелёта, является расстояние между КА и объектом цели – Венерой. График изменения данного параметра представлен на рис. 5. Для подтверждения физической возможности осуществления движения КА вблизи источника света представлен график изменения температуры на поверхности СП (рис. 6). Максимальная температура на поверхности СП достигает $93,24^{\circ}\text{C}$. Как известно из [8], материал Каптон стабилен в широком диапазоне температур от -273 до $+400^{\circ}\text{C}$. По результатам моделирования движения центра масс КА проведён анализ вращательного движения. Графики изменения угловых скоростей ω_p и ω_s относительно осей ОР и OS соответственно приведены на рис. 7. Достаточная угловая скорость $\omega_{\text{дост}}$ достигает $0,020$ град/с.

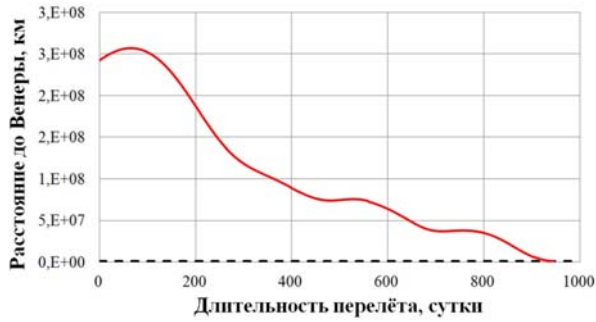
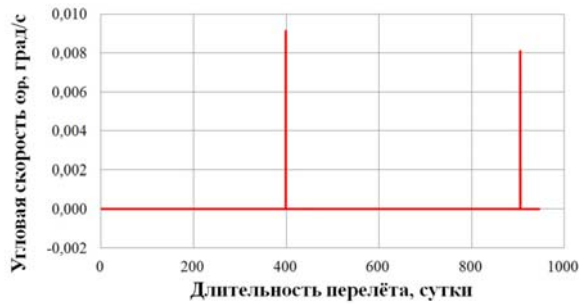


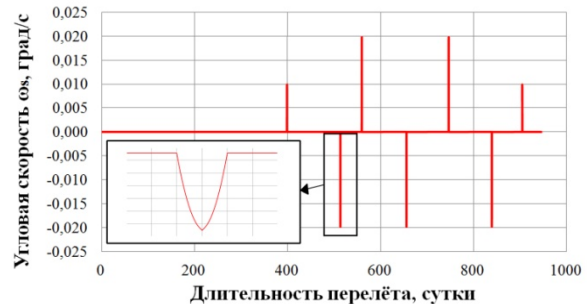
Рис. 5. Изменение расстояния между КА и Венерой (— радиус сферы Хилла Венеры; — КА)



Рис. 6. Зависимость температуры поверхности СП по времени



а



б

Рис. 7. Изменения угловых скоростей по времени: а – угловая скорость ω_p ; б – угловая скорость ω_s

На рис. 8 представлен график зависимости угловой скорости ω от ширины ТЭ $h_{ТЭ}$ и управляющего угла λ для СП площадью 500 м^2 на расстоянии 1 а.е. от Солнца. По результатам моделирования гелиоцентрического перелёта было выявлено, что минимальное значение угловой скорости $\omega_{\text{дост}} = 0,020 \text{ град/с}$ возникает при управляющем угле $\lambda_2 = 36,1 \text{ град}$. На рис. 9 показан график изменения угловой скорости ω от ширины ТЭ $h_{ТЭ}$ для СП площадью 500 м^2 с управляющими углами $\lambda_1 = 0 \text{ град}$ и $\lambda_2 = 36,1 \text{ град}$ на расстоянии 1 а.е. от Солнца. Из рис. 9 видно, что для обеспечения достаточной угловой скорости $0,020 \text{ град/с}$ необходимо установить на СП ТЭ шириной $0,894 \text{ м}$ (отмечено как \times). Площадь ТЭ равна $81,127 \text{ м}^2$.

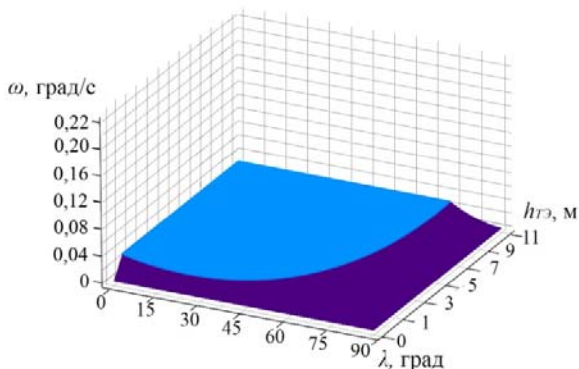


Рис. 8. Изменения угловой скорости ω в зависимости от управляющего угла λ (град) и ширины ТЭ $h_{ТЭ}$ (м)

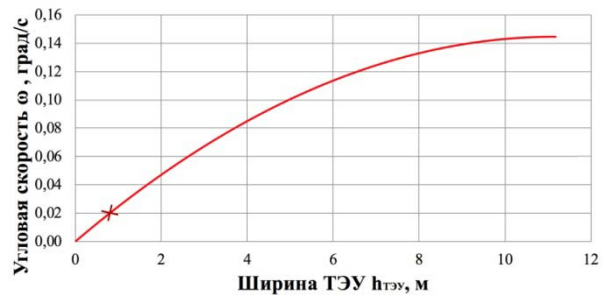


Рис. 9. График изменения угловой скорости ω в зависимости от ширины ТЭ для $r = 1 \text{ а.е.}$, $S = 500 \text{ м}^2$

На дату завершения гелиоцентрического перелёта были получены следующие размерные фазовые координаты КА в виде $\mathbf{X} = (r; u; V_r; V_u; \Omega; i)^T$:

$$\mathbf{X}_{КА}(t_k) = (1,094 \cdot 10^8 \text{ км}; 8,694 \text{ град}; -0,247 \text{ км/с}; 34,852 \text{ км/с}; 76,663 \text{ град}; 2,572 \text{ град})^T.$$

Переведём векторы фазовых координат КА и Венеры на дату завершения миссии в безразмерные величины и вычислим евклидову норму $\|\Delta\mathbf{X}\|$ согласно (2):

$$\begin{aligned}\mathbf{X}_{КА}(t_k) &= (0,731; 0,151; -0,008; 1,170; 1,338; 0,045)^T; \\ \mathbf{X}_{Венера}(t_k) &= (0,726; 0,154; -0,007; 1,172; 1,337; 0,059)^T; \\ \|\Delta\mathbf{X}\| &= 0,016 < 0,020.\end{aligned}$$

Выполнение условия (1) подтверждает успешное выполнение граничных условий перелёта и применимость найденной программы управления для КА с неидеально отражающим СП с заданными проектными параметрами. По окончании гелиоцентрического участка КА остаётся в окрестности Венеры.

Заключение

Для реализации гелиоцентрического перелёта Земля – Венера КА массой 39,8 кг с неидеально отражающим СП площадью 500 м² потребовалось 946 суток. Найденные евклидова норма и расстояние между КА и Венерой удовлетворяют условию, заданному в постановке задачи (достигнуто расстояние между КА и Венерой 849 396 км). Было установлено, что для совершения перелёта необходимо иметь управляющие элементы, обеспечивающие угловую скорость изменения ориентации КА не менее 0,020 град/с. Для обеспечения такой угловой скорости на поверхности СП должны быть размещены тонкоплёночные элементы управления шириной 0,894 м. Результаты моделирования подтверждают адекватность применения методики формирования алгоритмов управления КА с неидеально отражающим СП с использованием тонкоплёночных элементов для совершения гелиоцентрических перелётов.

Библиографический список

1. Advances in solar sailing / ed. by M. Macdonald. Berlin: Springer, 2014. 987 p. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2
2. Johnson L., Whorton M., Heaton A., Pinson R., Laue G., Adams Ch. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission // Acta Astronautica. 2011. V. 68, Iss. 5-6. P. 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 Japan. 2010. V. 8, Iss. 27. P. 25-31. DOI: 10.2322/tastj.8.to_4_25
4. Bidy C., Svitek T. LightSail-1 solar sail design and qualification // Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Jet Propulsion Laboratory (May 16-18, 2012, San Luis Obispo, CA). 2012. P. 451-463.
5. Heiligers J., Diedrich B., Derbes B., McInnes C. Sunjammer: Preliminary end-to-end mission design // Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference (August, 4-7, 2014, San Diego, CA). 2014. DOI: 10.2514/6.2014-4127

6. Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом. М.: Либроком, 2011. 320 с.
7. McInnes C.R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications. Berlin: Springer Science & Business Media, 2013. 296 p.
8. DuPont Kapton-B Technical Bulletin.
<http://www.dupont.com/content/dam/dupont/products-and-services/membranes-and-films/polyimide-films/documents/DEC-Kapton-B-datasheet.pdf>
9. Ишков С.А., Старинова О.Л. Оптимизация и моделирование движения космического аппарата с солнечным парусом // Известия Самарского научного центра РАН. 2005. Т. 7, № 1. С. 99-106.
10. Khabibullin R.M., Starinova O.L., Chernyakina I.V. Nonlinear analysis of three-dimensional guided motion of solar sail spacecraft // AIP Conference Proceedings. 2018. V. 2046. DOI: 10.1063/1.5081564
11. Jet Propulsion Laboratory NASA. JPL Solar System Dynamics.
<https://ssd.jpl.nasa.gov>

CONTROL PROGRAM FOR NONCOPLANAR HELIOCENTRIC FLIGHT TO VENUS OF NON-PERFECTLY REFLECTING SOLAR SAIL SPACECRAFT

© 2019

R. M. Khabibullin Engineer, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
khabibullin.roman@gmail.com

A noncoplanar controlled heliocentric flight to Venus of a spacecraft with a non-perfectly reflecting solar sail is considered. The aim of the heliocentric flight is to get a spacecraft into Hill sphere of Venus with zero hyperbolic excess velocity. An algorithm has been developed for applying the locally optimal control laws for the fastest change of the osculating elements. Solar sail orientation is controlled by thin-film control elements arranged along the solar sail surface perimeter. The flight trajectory, the control program and the required width and area of thin-film control elements are obtained as a result of motion simulation.

Spacecraft; noncoplanar heliocentric flight to Venus; non-perfectly reflecting solar sail; mathematical motion model; control program; locally optimal control law; thin-film control element; motion simulation.

Citation: Khabibullin R.M. Control program for noncoplanar heliocentric flight to Venus of non-perfectly reflecting solar sail spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 117-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-117-128

References

1. Advances in solar sailing / ed. by M. Macdonald. Berlin: Springer, 2014. 987 p. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2
2. Johnson L., Whorton M., Heaton A., Pinson R., Laue G., Adams Ch. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission. *Acta Astronautica*. 2011. V. 68, Iss. 5-6. P. 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 Japan*. 2010. V. 8, Iss. 27. P. 25-31. DOI: 10.2322/tastj.8.to_4_25

4. Bidy C., Svitek T. LightSail-1 solar sail design and qualification. *Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Jet Propulsion Laboratory (May 16-18, 2012, San Luis Obispo, CA)*. 2012. P. 451-463.

5. Heiligers J., Diedrich B., Derbes B., McInnes C. Sunjammer: Preliminary end-to-end mission design. *Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference (August, 4-7, 2014, San Diego, CA)*. 2014. DOI: 10.2514/6.2014-4127

6. Polyakhova E.N. *Kosmicheskii polet s solnechnym parusom* [Solar sail spacecraft mission]. Moscow: Librocom Publ., 2011. 320 p.

7. McInnes C.R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications. Berlin: Springer Science & Business Media, 2013. 296 p.

8. DuPont Kapton-B Technical Bulletin. Available at: <http://www.dupont.com/content/dam/dupont/products-and-services/membranes-and-films/polyimide-films/documents/DEC-Kapton-B-datasheet.pdf>

9. Ishkov S.A., Starinova O.L. Optimization and modelling of movement with the solar sail. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2005. V. 7, no. 1. P. 99-106. (In Russ.)

10. Khabibullin R.M., Starinova O.L., Chernyakina I.V. Nonlinear analysis of three-dimensional guided motion of solar sail spacecraft. *AIP Conference Proceedings*. 2018. V. 2046. DOI: 10.1063/1.5081564

11. Jet Propulsion Laboratory NASA. JPL Solar System Dynamics. Available at: <https://ssd.jpl.nasa.gov>