

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕКОМПЛАНАРНОГО МЕЖПЛАНЕТНОГО ПЕРЕЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ С УЧЕТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ДВИЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕНТРА МАСС

Р. М. Хабибуллин✉, О. Л. Старина

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева,
г. Самара, Российская Федерация*

Работа посвящена некопланарному межпланетному перелету Земля–Венера космического аппарата, оснащенного неидеально отражающим солнечным парусом, величина и направление ускорения от которого рассчитываются с учетом зеркального и диффузного отражений, поглощения и пропускания фотонов поверхностью солнечного паруса. Целью гелиоцентрического движения является попадание космического аппарата с солнечным парусом в сферу Хилла Венеры – области пространства, в которой могут двигаться тела, оставаясь спутником планеты. Особенностью работы является исследование движения космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом с учетом движения относительно центра масс. Для этого задача разбивается на три этапа. На первом этапе формируется номинальная программа управления движением центра масс космического аппарата. На втором этапе определяются достаточные угловые скорости для обеспечения полученной программы номинального управления и рассчитываются параметры органов управления космического аппарата – тонкопленочных элементов управления, расположенных по периметру солнечного паруса. Принцип работы органов управления довольно прост. При изменении напряжения, подающегося на тонкопленочный элемент управления, он становится прозрачным или непрозрачным, возникает разница нормальных составляющих сил светового давления, обеспечивающая создание управляющего момента для изменения ориентации космического аппарата в пространстве. На третьем этапе проводится моделирование совместного движения центра масс и относительно центра масс космического аппарата для демонстрации реализуемости полученной программы управления. В результате проводится сравнение некопланарных межпланетных перелетов Земля–Венера с учетом и без учета тонкопленочных элементов управления.

Ключевые слова: неидеально отражающий солнечный парус, программа номинального управления, некопланарный межпланетный перелет, тонкопленочный элемент управления.

Введение

Согласно Федеральной космической программе России на 2016–2025 годы, утвержденной постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 года № 230, одной из основных задач является выполнение международных обязательств «по участию не менее чем в двух миссиях в рамках международной кооперации по исследованию Марса, Венеры, Меркурия и Солнца, в осуществлении полетов автоматических космических ап-

паратом (КА) к планетам и телам земной группы». Исследование планет и околосолнечного пространства предоставляет возможность найти ответы на многие фундаментальные вопросы формирования Солнечной системы, возникновения и развития жизни на Земле. Перспективным путем снижения стоимости подобных миссий является использование физических принципов, не связанных с затратами рабочего тела, для формирования заданных гелиоцентрических траекторий, например, движение с помощью солнечного паруса (СП). СП – это приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение КА [1]. Значительное

✉ khabibullin.roman@gmail.com

преимущество использования СП состоит в том, что он способен заменить двигательную установку на борту малого КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА и продлить срок его активного существования.

Недостаточно изучен вопрос движения относительно центра масс (ЦМ) КА с СП каркасного типа, который необходимо учитывать при формировании программ номинального управления КА. В работах [2–5] описаны способы управления ориентацией СП роторного типа с помощью тонкопленочных элементов управления (ТЭУ), не требующих применения механических воздействий. ТЭУ располагаются в дискретных областях на поверхности СП и способны изменять отражательную способность. При изменении напряжения, подающегося на ТЭУ, он становится прозрачным или непрозрачным, возникает разница нормальных составляющих сил светового давления, обеспечивающая создание управляющего момента для изменения ориентации КА в пространстве.

Работы, посвященные анализу этой перспективной возможности управления ориентацией КА с СП каркасного типа в пространстве с помощью ТЭУ при совершении некомпланарных межпланетных перелетов, отсутствуют. Следовательно, обоснование успешного применения программы управления гелиоцентрическим перелетом с заданными проектными параметрами КА с СП является актуальной научной проблемой.

1. Постановка задачи

Рассматривается межпланетный некомпланарный перелет КА с неидеально отражающим СП с гелиоцентрической орбиты Земли к Венере. Неидеально отражающий СП – это СП, величина и направление ускорения от которого рассчитываются с учетом зеркального и диффузного отражений, поглощения и пропускания фотонов поверхностью СП. Предполагается, что КА выведен из сферы действия Земли с помощью разгонного блока. Цель перелета – попадание в сферу Хилла планеты – области пространства, в которой могут двигаться тела, оставаясь спутником планеты. Для выполнения поставленной цели достаточно чтобы расстояние между КА и планетой $Dist$ было меньше радиуса Хилла планеты $R_{Хилла}$ при значении интеграла энергии КА h меньше нуля.

Введем систему координат OPNS, связанную с СП (рис. 1). Точка O является центром системы координат и совпадает с ЦМ КА с СП. Ось OP направлена по вектору \mathbf{p} , лежащему в плоскости СП и совпадающему с проекцией на поверхность СП радиус-вектора \mathbf{r} . Ось ON направлена по вектору нормали СП \mathbf{n} в сторону от источника света. Ось OS лежит в плоскости СП и дополняет систему координат до правой. Угол λ между век-

тором нормали \mathbf{n} и радиус-вектором \mathbf{r} будем называть углом установки СП или управляющим углом.

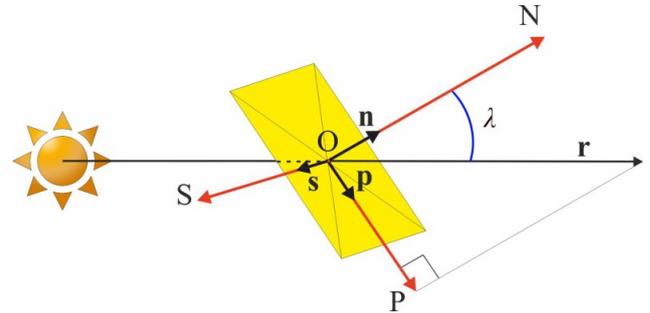


Рис. 1. Система координат OPNS, связанная с СП

Введем вектор фазовых координат \mathbf{X} , описывающий движение ЦМ и движение относительно ЦМ КА в комбинированной системе координат [6]:

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

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 относительно осей OP, ON, OS; $\omega_p, \omega_n, \omega_s$ – соответствующие угловые скорости.

Поскольку в работе рассматривается КА каркасного типа, то нет необходимости управлять собственным вращением СП относительно оси ON. Для описания номинального управления движением КА вводится вектор \mathbf{U} [6]:

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

где $\delta_p(t), \delta_s(t)$ – функции номинального управления, определяющие вращение СП относительно осей OP и OS соответственно. Функции $\delta_p(t)$ и $\delta_s(t)$ принимают значение «+1» при увеличении угла установки СП λ , «-1» – при уменьшении угла установки СП λ , «0» – при неизменности ориентации СП. Собственное вращение СП относительно оси ON не учитывается. В работе рассматривается последовательное управление, что исключает возможность вращения относительно двух осей одновременно. Данное допущение должно быть обусловлено неравенством:

$$|\delta_p(t)| + |\delta_s(t)| \leq 1.$$

Фиксированный вектор проектных параметров \mathbf{prm} КА с СП описывается следующим образом [6]:

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

где m – масса КА с СП; $m_{СП}$ – масса 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 по-

глощения фотонов поверхностью СП; τ – коэффициент пропускания; $h_{ТЭУ}$ – ширина ТЭУ.

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

$$\omega_{\text{дост}} \leq |\boldsymbol{\omega}| < \omega_{\text{пред}},$$

где $\omega_{\text{дост}}$ – достаточная угловая скорость, необходимая для выполнения программного разворота; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости КА; $\omega_{\text{пред}}$ – предельная угловая скорость, при которой КА будет испытывать критические нагрузки.

Граничные условия гелиоцентрического перелета обеспечивают попадание КА с СП в сферу Хилла планеты и записываются следующим образом [6]:

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

В качестве основного критерия оптимальности выбрано минимальное время перелета $t_k \rightarrow \min$:

$$\begin{aligned} \mathbf{U}_{\text{opt}}(t) = \\ = \arg \min_{\mathbf{U}(t)} t_k (\mathbf{U} | \text{prm} \in P, \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \mathbf{X}(t_k) = \mathbf{X}_k). \end{aligned}$$

Предлагается следующая процедура решения данной задачи:

- получение номинальной программы управления движением ЦМ КА;
- определение достаточных угловых скоростей для обеспечения полученной программы номинального управления, расчет параметров органов управления ТЭУ;
- моделирование совместного движения ЦМ и относительно ЦМ для демонстрации реализуемости полученной программы управления.

2. Математическая модель движения

В рамках данной работы рассматривается модель плоского неидеально отражающего СП со следующими допущениями [6]:

- $\rho = \text{const} \neq 0, \alpha = \text{const} \neq 0, \tau = \text{const} \neq 0$;
- рассеивание диффузно отраженных фотонов происходит равномерно во всех направлени-

ях в полуплоскости, соответственно, направление результирующего вектора силы от рассеянных фотонов совпадает с направлением нормали к СП;

- излучение на поверхности СП от нагрева поглощенных фотонов происходит равномерно по всем направлениям в полуплоскости, т. е. результирующий вектор силы тяги от поглощенных фотонов совпадает с направлением падения фотонов.

Принятые допущения позволяют сформировать новую модель неидеально отражающего СП. Введем подвижную объектоцентрическую систему координат ORUZ (рис. 2), которая используется при моделировании гелиоцентрического движения КА с СП. Точка O – центр системы координат, совпадающая с ЦМ КА. Ось OR направлена по радиус-вектору \mathbf{r} в сторону от источника света. Ось OU лежит в плоскости орбиты и направлена по движению КА. Ось OZ перпендикулярна плоскости орбиты и дополняет систему координат до правой. Положение плоскости орбиты определяется долготой восходящего узла Ω и наклоном i .

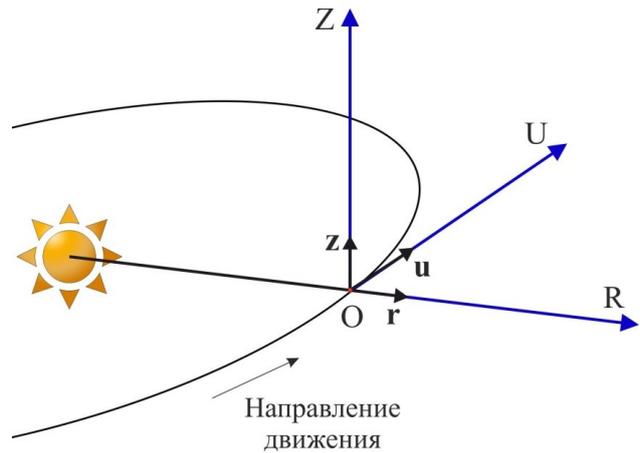


Рис. 2. Подвижная объектоцентрическая система координат ORUZ

Вектор полного ускорения \mathbf{a} в системе координат ORUZ с учетом особенностей отрагательной способности поверхности СП записывается следующим образом:

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

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

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

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

освещенной и теневой стороны СП соответственно; λ_1 – угол между радиус-вектором и проекцией нормали СП на плоскость орбиты; λ_2 – угол между нормалью СП и ее проекцией на плоскость орбиты.

В табл. 1 приведены оптические характеристики поверхности неидеально отражающей модели СП.

Таблица 1

Оптические характеристики поверхности СП

Модель	Оптические коэффициенты поверхности СП								
	ρ	ρ_r	ρ_d	α	ε_f	ε_b	B_f	B_b	τ
Неидеально отражающий СП [7]	0,87	0,94	0,06	0,12	0,05	0,55	0,79	0,55	0,01

Сформирована математическая модель гелиоцентрического движения ЦМ КА, которая описывается традиционной системой дифференциальных уравнений в комбинированной системе координат с учетом гравитации Земли и Венеры [8].

Движение относительно ЦМ КА осуществляется за счет изменения отражательных свойств ТЭУ (рис. 3). Пусть фотоны падают на поверхность СП по направлению нормали \mathbf{n} к СП. С одной стороны СП ТЭУ отключены от подачи тока, поэтому на эту сторону СП от падающих и отраженных фотонов будет действовать сила F_1 . На ТЭУ с другой стороны СП подано напряжение, в результате чего на эту сторону СП от падающих и поглощенных фотонов будет действовать сила F_2 .

Очевидно, что $F_1 > F_2$. За счет разницы нормальных составляющих сил светового давления $\Delta F = F_1 - F_2$, действующих на ТЭУ, создается внешний момент, влияющий на ориентацию СП. Подобное управление было успешно испытано на КА с СП IKAROS [9]. ТЭУ, меняющие свои отражательные свойства, позволяют управлять пространственной ориентацией СП без использования гироскопов, корректирующих двигателей и других устройств, что, в результате, уменьшает массу всей конструкции КА с СП.

Математическая модель движения относительно ЦМ с учетом особенностей отражательной способности поверхности СП и ТЭУ, а также размеров ТЭУ описывается следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta}_p &= \omega_p \\ \dot{\theta}_n &= \omega_n \\ \dot{\theta}_s &= \omega_s \\ \dot{\omega}_p &= \left[\begin{aligned} &12P_3 \left(\frac{R_0}{r} \right)^2 S_{\text{ТЭУ}} \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \times \\ &\times \left[\cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \left(\rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) + (1 - \rho_r) \rho B_f \right] \frac{(\sqrt{S} + h_{\text{ТЭУ}})}{m_{\text{СП}} S} + \omega_n \omega_s \end{aligned} \right] \delta_p \\ \dot{\omega}_n &= 0 \\ \dot{\omega}_s &= \left[\begin{aligned} &12P_3 \left(\frac{R_0}{r} \right)^2 S_{\text{ТЭУ}} \cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \times \\ &\times \left[\cos \lambda_1 \cos \lambda_2 \left(\rho_r \rho + \alpha \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right) + (1 - \rho_r) \rho B_f \right] \frac{(\sqrt{S} + h_{\text{ТЭУ}})}{m_{\text{СП}} S} + \omega_p \omega_n \end{aligned} \right] \delta_s \end{aligned} \right\}$$

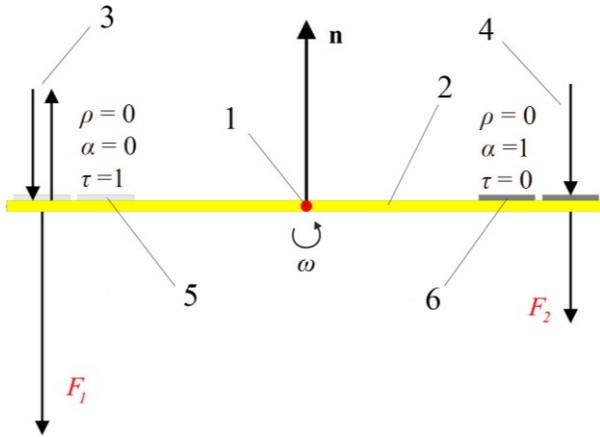


Рис. 3. Принцип работы ТЭУ ориентацией СП (1 – ЦМ КА; 2 – СП; 3 – падающие и отраженные фотоны; 4 – падающие фотоны; 5 – ТЭУ, питание выключено; 6 – ТЭУ, питание включено)

ЦМ КА рассматривается как точка сосредоточенной массы, разворот осуществляет только СП, обладающий массой $m_{СП}$. Разработанная математическая модель движения КА с неидеально отражающим СП позволяет анализировать воз-

можность управления крупногабаритной тонкопленочной конструкцией для реализации перелетов между некомпланарными гелиоцентрическими орбитами.

3. Результаты моделирования некомпланарного перелета Земля–Венера с учетом движения относительно центра масс

В соответствии с процедурой решения поставленной задачи было проведено моделирование движения ЦМ КА массой 39,8 кг с неидеально отражающим СП площадью 500 м² и получено номинальное управление движения для осуществления перелета Земля–Венера (рис. 4 и 5). Управляющие углы λ_1 и λ_2 и функции управления δ_p и δ_s описывают номинальную программу управления движением КА с СП, основанная на базе использования законов локально-оптимального управления (ЗЛОУ), рассмотрена в [10].

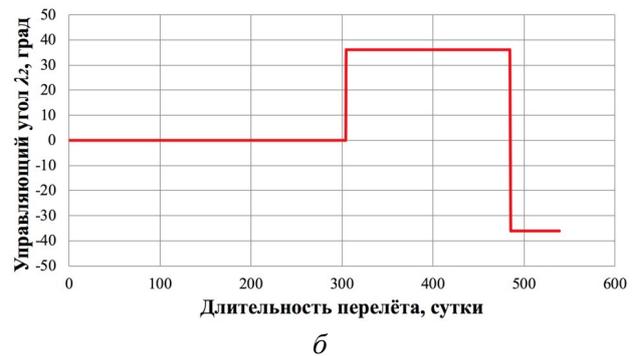
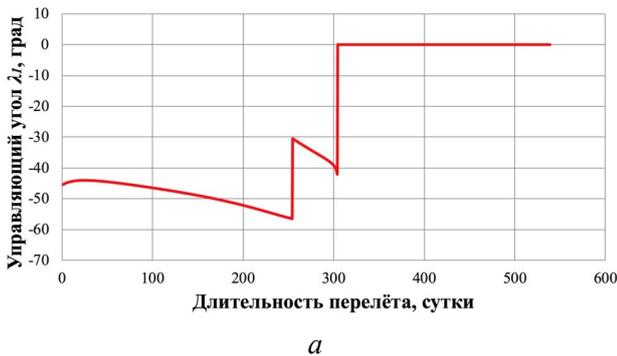


Рис. 4. Зависимости управляющих углов во времени: а) угол λ_1 ; б) угол λ_2

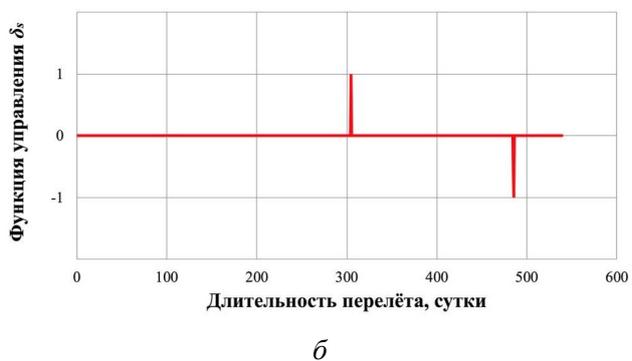
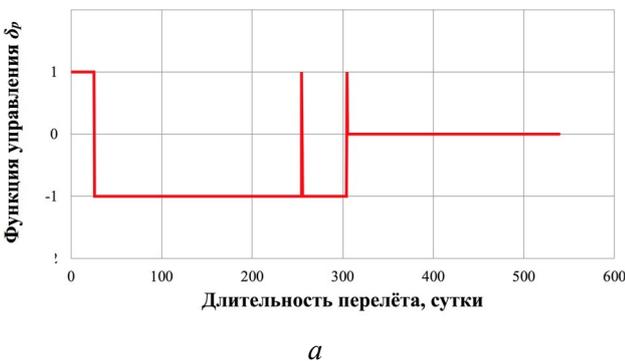


Рис. 5. Зависимости функции управления во времени: а) функция управления δ_p ; б) функция управления δ_s

По результатам проведения моделирования движения ЦМ КА с неидеально отражающим СП выявлено, что для реализации гелиоцентрического некомпланарного перелета ЦМ КА с неидеаль-

но отражающим СП с орбиты Земли к Венере на расстояние 579 226 км потребовалось 539 суток. Интеграл энергии достиг значения $-0,140 \text{ км}^2 \cdot \text{с}^{-2}$, что ниже нуля. Полученные значения расстояния

до Венеры и интеграла энергии демонстрируют возможность КА двигаться внутри сферы Хилла, оставаясь спутником планеты. Из этого следует, что полученная программа номинального управления позволяет выполнить поставленную задачу.

Далее, в соответствии с процедурой решения поставленной задачи, определены максимальная достаточная угловая скорость $\omega_{\text{дост}}$ и ширина ТЭУ $h_{\text{ТЭУ}}$ для реализации найденной программы номинального управления. Графики изменения угловых скоростей ω_p и ω_s относительно осей ОР и OS приведены на рис. 6.

На рис. 7 представлен модуль вектора угловой скорости $|\omega|$, с помощью которого и определены достаточные угловые скорости и необходимые габариты ТЭУ. По рис. 7 видно, что весь перелет можно условно разделить на 7 участков – 3 с резким изменением угла управления (участки 2, 4, 6) и 4 с плавным изменением ориентации СП (участки 1, 3, 5, 7). Для каждого участка определена максимальная достаточная угловая скорость и габариты ТЭУ в зависимости от расстояния от источника света и управляющего угла. Результаты расчета представлены в табл. 2.

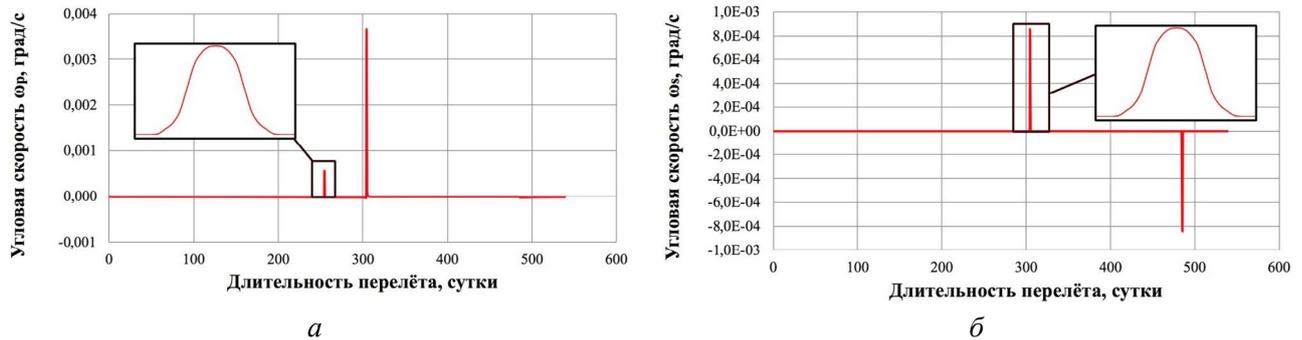


Рис. 6. Зависимости угловой скорости во времени:
а) угловая скорость ω_p ; б) угловая скорость ω_s



Рис. 7. Зависимости модуля вектора угловой скорости во времени

Таблица 2

К определению максимальной достаточной угловой скорости и габаритов ТЭУ

№ участка	Временной период, сут.		Расстояние до источника света, а.е.	$ \lambda _{\text{max}}$, град	$ \omega_{\text{дост}} $, град/с	$h_{\text{ТЭУ}}$, м	$S_{\text{ТЭУ}}$, м ²	% от S , %
	Начало	Завершение						
1	0	254	1,02	-56,44	$2,53 \cdot 10^{-5}$	0,235	20,780	4,156
2	254	255	0,75	-30,48	$5,59 \cdot 10^{-4}$	0,123	10,940	2,188
3	255	304	0,75	-41,97	$3,84 \cdot 10^{-5}$	0,011	1,000	0,200
4	304	305	0,72	36,10	$4,61 \cdot 10^{-3}$	1,062	90,487	18,097
5	305	485	0,77	36,10	$2,72 \cdot 10^{-5}$	0,007	0,650	0,130
6	485	486	0,75	-36,10	$8,37 \cdot 10^{-4}$	0,201	17,838	3,568
7	486	1000	0,75	-36,10	$3,67 \cdot 10^{-5}$	0,009	0,800	0,160

Из табл. 2 видно, что для реализации программы номинального управления движением КА необходимо установить на СП ТЭУ шириной 1,062 м. Площадь ТЭУ $S_{\text{ТЭУ}}$ равна 90,487 м², что составляет около 18 % от общей площади СП. Именно такие

габариты ТЭУ обеспечивают достаточную угловую скорость $\omega_{\text{дост}}$ равную $4,61 \cdot 10^{-3}$ град/с, на 304 день перелета на расстоянии 0,72 а.е. от источника света.

Далее проведено совместное моделирование движения ЦМ и относительно ЦМ с исполь-

зованием программы номинального управления с учетом ТЭУ. Получена траектория некомпланарного перелета Земля–Венера КА с неидеально отражающим СП с учетом движения относительно ЦМ КА (рис. 8).

По результатам совместного моделирования выявлено, что расстояние между КА и Венерой

$Dist^*$ достигло 205 943 км, а интеграл энергии h^* равен $-2,885 \text{ км}^2/\text{с}^2$, что удовлетворяет условиям моделирования. В табл. 3 приведено сравнение алгоритмов использования ЗЛОУ без учета и с учетом ТЭУ, а в табл. 4 – сравнение перелетов КА с СП с орбиты Земли к Венере без учета и с учетом ТЭУ.

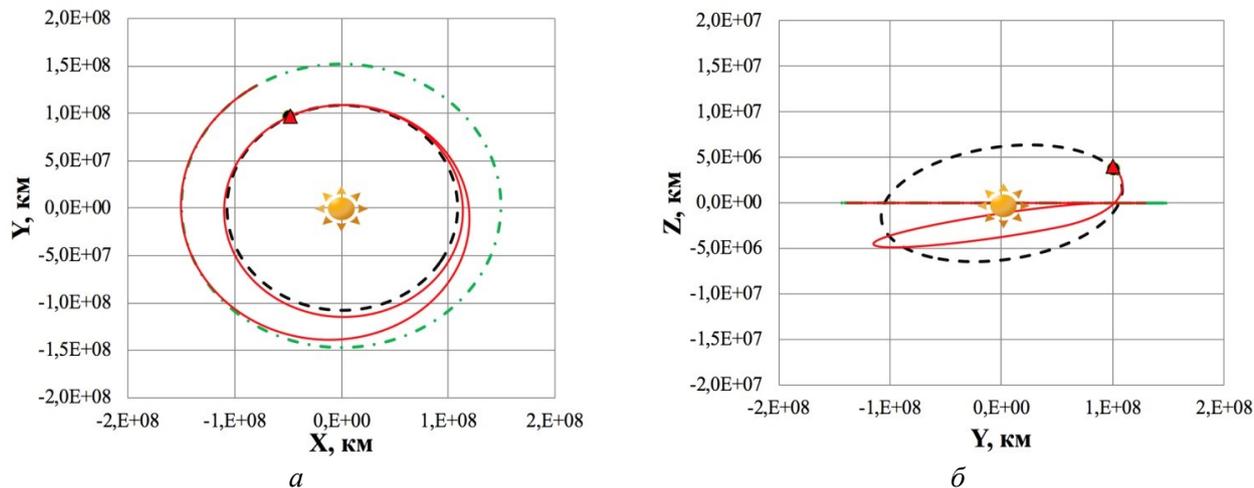


Рис. 8. Траектория перелета КА с СП:
 а) плоскость XOY; б) плоскость YOZ (▲ — КА; ● — Венера; ★ — Солнце;
 - - - орбита Земли; . . . орбита Венеры; — траектория КА)

Таблица 3

Сравнение алгоритмов использования ЗЛОУ без учета и с учетом ТЭУ

№ п/п	ЗЛОУ	Длительность, сут.	
		без учета ТЭУ	с учетом ТЭУ
1	наискорейшее уменьшение радиуса перигелия, $\downarrow r_p$	254	254
2	наискорейшее уменьшение радиуса афелия, $\downarrow r_a$	50	49
3	наискорейшее увеличение долготы восходящего узла, $\uparrow \Omega$	181	185
4	наискорейшее увеличение наклона, $\uparrow i$	55	58

Таблица 4

Сравнение перелетов КА с СП с орбиты Земли к Венере без учета и с учетом ТЭУ

№ п/п	Наименование	Размерность	Значение	
			без учета ТЭУ	с учетом ТЭУ
1	Ширина ТЭУ, $h_{ТЭУ}$	м	0	1,062
2	Площадь ТЭУ, $S_{ТЭУ}$	м ²	0	90,487
3	Дата старта, D_0	дд.мм.гггг	29.07.2026	28.07.2026
4	Дата завершения перелета, D_k	дд.мм.гггг	19.01.2028	25.01.2028
5	Длительность перелета	сут.	540	546
6	Расстояние до цели, $Dist$	км	579 590	205 943
7	Интеграл энергии, h	км ² /с ²	-1,035	-2,885

По результатам совместного моделирования движения ЦМ и относительно ЦМ КА с учетом ТЭУ выявлено, что гелиоцентрический некомпланарный перелет Земля–Венера реализуем для КА с СП с заданными проектными харак-

теристиками. Найденная программа управления движением КА с неидеально отражающим СП обеспечивает выполнение всех необходимых и достаточных условий перелета, описанных в постановке задачи.

Заключение

Рассмотрен некомпланарный межпланетный перелет Земля–Венера КА массой 39,8 кг с неидеально отражающим СП площадью 500 м² с учетом особенностей движения относительно ЦМ. Для проведения моделирования данного перелета сформирована математическая модель движения, состоящая из двух систем дифференциальных уравнений, описывающих движение ЦМ и относительно ЦМ. Проведено моделирование движения ЦМ КА, в результате которого была получена программа номинального управления движением, позволяющая совершить перелет КА с СП с орбиты Земли к Венере на расстояние

579 226 км за 539 суток. Поскольку основной задачей было провести моделирование движения с учетом особенностей движения относительно ЦМ, было установлено, что для совершения перелета Земля–Венера на СП необходимо установить ТЭУ площадью 90,487 м², что составило около 18 % от общей площади СП. По результатам совместного моделирования движения ЦМ и относительно ЦМ выявлено, что длительность перелета увеличилась и составила 546 суток, а расстояние между КА и Венерой, наоборот, сократилось и достигло 205 943 км. Таким образом, гелиоцентрический некомпланарный перелет Земля–Венера реализуем для КА с СП с заданными проектными характеристиками.

Список литературы

- [1] Поляхова Е. Н. Космический полет с солнечным парусом. М. : Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. 320 с.
- [2] Макаренкова Н. А. Управление пространственным положением солнечного паруса // Труды МАИ. 2017. № 94. С. 1–21.
- [3] Макаренкова Н. А. Управление кинетическим моментом солнечного паруса путем изменения отражательной способности его поверхности // Труды МАИ. 2018. № 98. С. 1–25.
- [4] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M., McInnes C.R. Optical Control of Solar Sails using Distributed Reflectivity // Proceedings of AIAA SciTech 2014. 2014. pp. 1–14.
- [5] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M. Inverse problem for shape control of flexible space reflectors using distributed solar pressure // Smart Materials and Structures. 2014. vol. 23. no. 7. pp. 1–18.
- [6] 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.
- [7] McInnes C. R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications // Springer Science & Business Media. 2013. 296 p.
- [8] Khabibullin R. M. Set of controlled motion models for a spacecraft equipped with a non-perfectly reflecting frame type solar sail for heliocentric flight // AIP Conf. Proc. 2019. vol. 2171. no. 1. pp. 050005-1–050005-9. doi: 10.1063/1.5133197.
- [9] 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. pp. 1–6.
- [10] Хабибуллин Р. М., Старинова О. Л. Алгоритм управления пространственным движением космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом на базе законов локально-оптимального управления для совершения гелиоцентрического перелета Земля – Марс // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 8 (104). doi: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006.

NON-COPLANAR INTERPLANETARY FLIGHT SIMULATION CONSIDERING MOTION RELATIVE TO THE CENTER OF MASS PECULIARITIES OF SOLAR SAIL SPACECRAFT

R. M. Khabibullin, O. L. Starinova

*Samara National Research University,
Samara, Russian Federation*

The paper is devoted to the non-coplanar interplanetary Earth–Venus flight of a spacecraft equipped with a non-perfectly reflecting solar sail, the magnitude and direction of acceleration

from which is calculated taking into account specular and diffuse reflections, absorption and transmission of photons by the surface of the solar sail. The goal of the heliocentric motion is to transfer the solar sail spacecraft into the Hill sphere of Venus with zero hyperbolic excess of speed. A feature of the paper is the study of the motion of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft taking into account the motion relative to the center of mass. The problem is divided into three stages. At the first stage, a nominal program for controlling the motion of the spacecraft center of mass is formed. At the second stage, sufficient angular velocities are determined to ensure the obtained nominal control program and the parameters of the spacecraft controls – thin-film controls located along the perimeter of the solar sail – are calculated. The operating principle of the thin-film controls is quite simple. When the voltage applied to the thin-film controls changes, they become transparent or opaque, there is a difference in the normal components of the light pressure forces, which provides a control torque for changing the orientation of the spacecraft in space. At the third stage, the joint motion of the center of mass and relative to the center of mass of the spacecraft is simulated to demonstrate the feasibility of the obtained control program. As a result, a comparison is made of non-coplanar interplanetary Earth–Venus flights with and without thin-film control elements.

Keywords: non-perfectly reflecting solar sail, locally nominal control program, non-coplanar interplanetary flight, thin-film controls.

References

- [1] Polyakhova E. N. *Kosmicheskij polyot s solnechnym parusom* [Space flight with solar sail]. Moscow, LIBROCOM, 2011. 320 p. (In Russian)
- [2] Makarenkova N. A. *Upravlenie prostranstvennym polozheniem solnechnogo parusa* [Solar sail spatial position control] // Trudy MAI, 2017, no. 94, pp. 1–21. (In Russian)
- [3] Makarenkova N. A. *Upravlenie kineticheskim momentom solnechnogo parusa putyom izmeneniya otrazhatel'noj sposobnosti ego poverhnosti* [Controlling the kinetic moment of the solar sail by changing of the reflectivity of its surface] // Trudy MAI, 2018, no. 98, pp. 1–25. (In Russian)
- [4] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M., McInnes C.R. Optical Control of Solar Sails using Distributed Reflectivity // Proceedings of AIAA SciTech 2014, 2014, pp. 1–14.
- [5] Borggräfe A., Heiligers J., Ceriotti M. Inverse problem for shape control of flexible space reflectors using distributed solar pressure // Smart Materials and Structures, 2014, vol. 23, no. 7, pp. 1–18.
- [6] Khabibullin R. M. *Programma upravleniya dlya nekomplanarnogo geliocentricheskogo pereleta k Venere kosmicheskogo apparata s neideal'no otrazhayushchim solnechnym parusom* [Control program for noncoplanar heliocentric flight to Venus of non-perfectly reflecting solar sail spacecraft] // Vestnik of Samara Sniversity. Aerospace and Mechanical Engineering, 2019, vol. 18, no. 4, pp. 117–128. doi: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-117-128. (In Russian)
- [7] McInnes C. R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications // Springer Science & Business Media, 2013, 296 p.
- [8] Khabibullin R. M. Set of controlled motion models for a spacecraft equipped with an non-perfectly reflecting frame type solar sail for heliocentric flight // AIP Conf. Proc., 2019, vol. 2171, no. 1, pp. 050005-1–050005-9. doi: 10.1063/1.5133197.
- [9] 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, pp. 1–6.
- [10] Khabibullin R. M., Starinova O. L. *Algoritm upravleniya prostranstvennym dvizheniem kosmicheskogo apparata s neideal'no otrazhayushchim solnechnym parusom na baze zakonov lokal'no-optimal'nogo upravleniya dlya soversheniya geliocentricheskogo pereleta Zemlya – Mars* [An algorithm for controlling the spatial motion of a spacecraft with an imperfectly reflecting solar sail based on the laws of locally optimal control for Earth – Mars heliocentric flight] // Engineering Journal: Science and Innovation, 2020, no. 8 (104). doi: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006. (In Russian)

Сведения об авторах

Старинова Ольга Леонардовна – доктор технических наук, доцент, заведующая кафедрой динамики полета и систем управления Самарского национального исследовательского университета имени академика

С. П. Королева. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов, динамика полета, управление космическим аппаратом с малой тягой, методы оптимизации.

Хабибуллин Роман Маратович – инженер 2-й категории отдела конгрессно-выставочной деятельности, старший преподаватель кафедры высшей математики Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Окончил аспирантуру в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С. П. Королева в 2019 году. Область научных интересов: солнечный парус, межпланетный перелет, моделирование движения.