

ВЛИЯНИЕ ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСЛОЙНОГО СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА НА ЕГО ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКОЕ ДВИЖЕНИЕ

© 2022

М. А. Рожков аспирант кафедры динамики полёта и систем управления; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; rozhkov.ma@ssau.ru

Работа посвящена определению влияния оптических характеристик тонкого многослойного солнечного паруса на его орбитальное движение. Исследуется влияние коэффициентов отражения, рассеивания и поглощения. Эти коэффициенты рассчитываются на базе математической модели оптических характеристик многослойной эпитаксиальной тонкой плёнки – солнечного паруса. В работе учитывается изменение оптических свойств паруса под влиянием изменения температуры и деградации поверхности. Моделирование изменения оптических характеристик проводится на примере перелёта от Земли к Меркурию с использованием локально-оптимальных законов управления. С использованием метода матриц переноса и с учётом распределения спектрального излучения Солнца получены значения оптических характеристики двух конструкций паруса: с отражающей лицевой поверхностью из алюминия и из серебра.

Солнечный парус; неидеальное отражение; деградация оптических характеристик; спектральное излучение Солнца; многослойные эпитаксиальные плёнки; метод матриц переноса; перелёт Земля – Меркурий; локально-оптимальные законы управления

Цитирование: Рожков М.А. Влияние оптических характеристик многослойного солнечного паруса на его гелиоцентрическое движение // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 52-65. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-52-65

Введение

Эффективность солнечных парусов определяется отношением их массы к площади поверхности (меньшее отношение позволяет получить большие ускорения от сил светового давления) и отражательной способностью. Поэтому для солнечных парусов выбирают лёгкие, тонкие и хорошо отражающие материалы. Кроме того, тыльная сторона паруса должна обладать высоким коэффициентом излучения для поддержания низкой температуры поверхности. Конструктивно солнечные паруса представляют собой тонкую плёнку, состоящую из нескольких слоёв с различными оптическими характеристиками. Подложка паруса изготавливается из лёгкого материала с высокой прочностью на растяжение и покрывается материалами, имеющими требуемые оптические характеристики. Для лицевой (освещённой) поверхности солнечного паруса обычно выбирают хорошо отражающий алюминий или бериллий. На тыльную поверхность наносят хорошо излучающий тепло хром, чтобы поддерживать умеренную температуру паруса [1 –3]. Однако солнечный парус также может состоять и более чем из трёх слоёв различных материалов [4].

С дальнейшим развитием нанотехнологий станет возможным создание солнечного паруса из одного слоя графена [5; 6] с толщиной от 1 до 100 нанометров. При этом толщина паруса не должна быть меньше оптической глубины выбранного материала. Например, для солнечного паруса из алюминия эта толщина составит 2,6 нм. В случае столь тонких слоёв часть солнечного излучения с определённой длиной волны может проходить через первый слой, падать на нижележащий под другим углом из-за преломления и отражаться от него [7]. Поскольку солнечное излучение имеет широкий спектр, а его излучение различается в зависимости от длины волны [8], важно точно опреде-

лить оптические характеристики солнечного паруса с учётом спектрального излучения Солнца, так как оптические характеристики различных материалов варьируются в зависимости от длины волны излучения.

Кроме того, оптические характеристики меняются во время полёта из-за деградации материалов паруса [9], что дополнительно усложняет задачу математического моделирования движения паруса. В данной работе на базе расчёта оптических характеристик многослойной плёнки солнечного паруса исследуется управляемое движение космического аппарата с солнечным парусом, совершающего перелёт Земля – Меркурий.

Математическая модель

Ускорение от неидеально отражающего солнечного паруса. Рассмотрим математическую модель [9] создания ускорения неидеально отражающим солнечным парусом за счёт солнечного излучения. Это ускорение определяется как сумма двух компонент: направленной вдоль нормали к поверхности паруса (a_{\perp}) и лежащей в плоскости паруса (a_{\parallel}).

$$a_{\perp} = 2 \frac{S_r}{cm} S \cos \theta (a_1 \cos \theta + a_2), \quad (1)$$

$$a_{\parallel} = -2 \frac{S_r}{cm} S \cos \theta a_3 \sin \theta, \quad (2)$$

где $a_1 = \frac{1}{2}(1 + \zeta\rho)$, $a_2 = \frac{1}{2} \left(B_f (1 - \zeta)\rho + (1 - \rho) \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right)$, $a_3 = \frac{1}{2}(1 - \zeta\rho)$. Здесь S_r –

мощность солнечной электромагнитной волны, падающей на единицу поверхности паруса, находящегося на гелиоцентрическом расстоянии r ; c – скорость света; m – масса космического аппарата; S – площадь поверхности паруса; θ – угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности паруса (угол установки паруса); ρ – коэффициент отражения; ζ – фактор зеркального отражения поверхности паруса; $\varepsilon_f, \varepsilon_b$ – коэффициенты излучения лицевой и задней поверхности паруса; B_f, B_b – не Ламбертовские коэффициенты лицевой и задней поверхности паруса, которые описывают угловое распределение испускаемых и диффузно отражённых фотонов.

Неидеальное отражение от поверхности паруса приводит к нескольким эффектам:

- уменьшение величины ускорения от сил светового давления;
- сужение диапазона доступных углов направления ускорения относительно направления светового потока;
- увеличение доли поглощаемой энергии светового потока, что приводит к увеличению температуры поверхности и ускорению деградационных процессов.

Ограничение на направление создаваемой тяги определяется углом α между направлением ускорения, создаваемым давлением солнечного излучения, и вектором гелиоцентрического радиуса космического аппарата, который появляется из-за различий в импульсах от падающих и отражённых фотонов:

$$\alpha = \theta - \operatorname{arctg} \left(\frac{a_3 \sin \theta}{a_1 \cos \theta + a_2} \right). \quad (3)$$

Расчёт оптических характеристик многослойных тонких плёнок. Согласно математической модели неидеального отражения (1) – (3), коэффициент отражения является важнейшим оптическим параметром для вычисления величины и направления ускорения от сил светового давления. Чтобы рассчитать коэффициент отражения для многослойной плёнки солнечного паруса для заданной длины волны падающего излучения применяется метод матриц переноса [10], основанный на описании электромагнитного поля двумя линейно независимыми компонентами – электрическим и магнитным полями. Матрица переноса через всю слоистую структуру \mathbf{M}_Σ равна произведению матриц переноса через каждый j -й слой \mathbf{M}_j , начиная с освещённой поверхности солнечного паруса. Для конструкции паруса из трёх слоёв матрица переноса плёнки определяется произведением трёх матриц переноса:

$$\mathbf{M}_\Sigma = \prod_{j=1}^3 \mathbf{M}_j. \quad (4)$$

В немагнитной среде (в случае S-поляризованной волны) матрица переноса одного слоя определяется выражением

$$\mathbf{M}_j^S(\omega) = \begin{pmatrix} \cos f_j & \frac{-i}{n_j \cos \theta_j} \sin f_j \\ -in_j \cos \theta_j \sin f_j & \cos f_j \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$f_j = k_0 n_j d_j \cos \theta_j, \quad (6)$$

где f_j – фаза, накопленная волной при переходе от одной границы слоя к другой; i – мнимая единица; $k_0 = \omega/c$ – волновой вектор света; ω – циклическая частота света; d_j – толщина слоя; n_j – комплексный показатель преломления; θ_j – угол падения света на слой, который изменяется при переходе на следующий слой по закону Снелла.

В случае P-поляризованной волны уравнение (4) принимает вид

$$\mathbf{M}_j^P = \begin{pmatrix} \cos f_j & \frac{-in_j}{\cos \theta_j} \sin f_j \\ \frac{-i \cos \theta_j}{n_j} \sin f_j & \cos f_j \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Коэффициенты отражения ρ и пропускания τ всей многослойной плёнки рассчитываются по уравнениям

$$\rho(\omega) = \left| \frac{(M_{11}^{S,P} + M_{12}^{S,P} p_1) p_0 - (M_{21}^{S,P} + M_{22}^{S,P} p_1)}{(M_{11}^{S,P} + M_{12}^{S,P} p_1) p_0 + (M_{21}^{S,P} + M_{22}^{S,P} p_1)} \right|^2, \quad (8)$$

$$\tau(\omega) = \frac{p_1}{p_0} \left| \frac{2p_0}{(M_{11}^{S,P} + M_{12}^{S,P} p_1) p_0 + (M_{21}^{S,P} + M_{22}^{S,P} p_1)} \right|^2, \quad (9)$$

где для S-поляризованного света $p_0 = n_0 \cos \theta_0$ и $p_1 = n_1 \cos \theta$. Для P-поляризованного света вместо p_0 и p_1 в уравнениях (8) – (9) используются $q_0 = \cos \theta_0 / n_0$ и $q_1 = \cos \theta_1 / n_1$ соответственно.

Комплексные показатели преломления материала в формулах (5) – (7) зависят от длины волны падающего электромагнитного излучения. Для расчётов оптических коэффициентов поверхности паруса, который находится под действием всего спектра солнечного излучения, использовались экспериментальные данные, опубликованные в [11], и следующие зависимости, усредняющие коэффициенты отражения и пропускания с учётом спектральной интенсивности солнечного излучения:

$$\hat{\rho} = \frac{\int_{\omega_0}^{\omega_1} Si(\omega) \rho(\omega) d\omega}{S_r}, \quad \hat{\tau} = \frac{\int_{\omega_0}^{\omega_1} Si(\omega) \tau(\omega) d\omega}{S_r}, \quad (10)$$

где $Si(\omega)$ – интенсивность волны солнечного излучения, которая считается постоянной для заданного расстояния от Солнца и рассчитывается по данным из LASP Interactive Solar Irradiance Datacenter (LISIRD) [12].

Учёт деградации отражающей поверхности паруса. Поверхность паруса деградирует во время полёта из-за влияния различных космических факторов. В частности, ухудшается коэффициент отражения и соответственно увеличивается доля поглощённого излучения. В работе [13] авторы предлагают параметрическую модель для описания процесса деградации солнечного паруса. Предполагается, что оптические характеристики изменяются экспоненциально, для чего используются следующие упрощения:

– единственным источником деградации являются солнечные фотоны. Это упрощение является разумным, по крайней мере, во внутренней части Солнечной системы и вдали от планет, где космическим излучением из планетарных радиационных поясов и реакциями с частицами планетных атмосфер можно пренебречь;

– интенсивность солнечного излучения не зависит от времени (рассматривается усреднённая солнечная активность) и изменяется только в зависимости от расстояния до Солнца;

– скорость деградации оптических коэффициентов не зависит от температуры паруса.

Модель представляет собой систему трёх уравнений, в которой определяется отношение текущего значения одного из оптических параметров $p(t)$ к его начальному значению p_0 :

$$\frac{p(t)}{p_0} = \begin{cases} \frac{1 + de^{-\lambda \Sigma(t)}}{1 + d}, & \text{if } p \in \{\rho, \zeta\}; \\ 1 + d(1 - e^{-\lambda \Sigma(t)}), & \text{if } p = \varepsilon_f; \\ 1, & \text{if } p \in \{\varepsilon_b, B_f, B_b\}, \end{cases} \quad (11)$$

где $\Sigma(t)$ – безразмерная суммарная доза солнечного излучения, полученная за всё время полёта; λ – коэффициент деградации; d – фактор деградации.

Безразмерная доза радиации $\Sigma(t)$ рассчитывается как отношение суммарной дозы излучения $\tilde{\Sigma}(t)$, набранной парусом за время полёта, к суммарной дозе $\tilde{\Sigma}_0 = 15,768 \cdot 10^{12}$ Дж, получаемой поверхностью площадью в 1 м^2 на расстоянии 1 а.е. в течение одного года:

$$\Sigma(t) = \frac{\tilde{\Sigma}(t)}{\tilde{\Sigma}_0} = \frac{1}{y} \int_{t_0}^t \frac{\cos \theta(t)}{r^2} dt, \quad (12)$$

где y – соответствует промежутку времени в один год ($y = 365,25 \cdot 24 \cdot 3600$ с), а текущее гелиоцентрическое расстояние солнечного паруса r задано в безразмерном виде и отнесено к радиусу орбиты Земли.

Согласно работе [13], коэффициент деградации λ определяется в соответствии с половиной времени предельной деградации паруса:

$$\lambda = \frac{\ln 2}{\hat{\Sigma}}, \quad (13)$$

где $\hat{\Sigma}$ – доза солнечного излучения, которая приводит к ухудшению оптических характеристик вдвое по отношению к предельному значению ρ_∞ , т.е. соответствует значению

$$\hat{\rho} = \frac{\rho_0 + \rho_\infty}{2}. \quad (14)$$

Фактор деградации d определяет значение оптической характеристики ρ_∞ , при котором парус должен перестать функционировать:

$$\rho_\infty = \frac{\rho_0}{1+d}, \quad \zeta_\infty = \frac{\zeta_0}{1+d}, \quad \varepsilon_{f_\infty} = \varepsilon_{f_0}(1+d). \quad (15)$$

Температура солнечного паруса с учётом изменения оптических характеристик. При известных оптических характеристиках поверхности паруса установившаяся температура может быть рассчитана по закону Стефана-Больцмана [14]:

$$T = \left(\frac{S_r}{\sigma_{SB}} \frac{1-\rho}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \cos \theta \right)^{1/4} \left(\frac{1}{r} \right)^{1/2}, \quad (16)$$

где $\sigma_{SB} = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{К}^{-4}$ – постоянная Стефана-Больцмана.

Однако в работе [15] было показано, что излучательная способность паруса увеличивается при нагревании, и уравнение (16) можно записать в виде

$$T = \left(\frac{S_r}{\sigma_{SB}} \frac{1-\rho}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \cos \theta \right)^{1/4} \left(\frac{1}{r} \right)^{2/5}. \quad (17)$$

В данной работе для расчёта установившейся температуры поверхности использовалась формула (17).

Локально-оптимальные законы управления солнечным парусом. Для моделирования гелиоцентрического участка перелёта Земля – Меркурий космического аппарата с солнечным парусом используются уравнения движения в плоской полярной системе координат. Управление движением осуществляется с применением двух локально-оптимальных законов управления, которые обеспечивают наиболее быстрое изменение оскулирующих элементов орбиты: большой полуоси и эксцентриситета [16]. Номинальная программа управления движением солнечного паруса определяется углом установки, который рассчитывается по формуле

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{-3L_1 \pm \sqrt{9L_1^2 + 8L_2^2}}{4L_2}. \quad (18)$$

Знак «+» соответствует наиболее быстрому возрастанию оскулирующего элемента орбиты, а «-» соответствует наиболее быстрому уменьшению. Функции L_1 и L_2 выбираются в соответствии с изменяемым параметром орбиты:

– для наискорейшего изменения большой полуоси:

$$L_1 = e \sin \vartheta, \quad L_2 = 1 + e \cos \vartheta; \quad (19)$$

– для наискорейшего изменения эксцентриситета:

$$L_1 = \sin \vartheta, \quad L_2 = \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta}, \quad (20)$$

где e – текущий эксцентриситет гелиоцентрической орбиты; ϑ – угол истинной аномалии.

Результаты моделирования

Для исследования влияния оптических характеристик на движение солнечного паруса были выполнены расчёты для двух различных вариантов покрытий лицевой поверхности плёнки паруса. В первом варианте считалось, что лицевая поверхность паруса покрыта алюминием, во втором – серебром. В обоих случаях толщина отражающего слоя 0,1 мкм. Подложка и тыльный слой для обоих вариантов одинаковы. Базовый второй слой (подложка) выполнен из прочного поливинилового спирта (ПВС) и его толщина составляет 6 мкм. Третий (тыльный) слой – хром толщиной 0,1 мкм. Согласно [17] паруса такого типа имеют следующие оптические характеристики:

$$\zeta = 0,94; \quad \varepsilon_b = 0,55; \quad B_f = 0,79; \quad B_b = 0,55.$$

Коэффициенты излучения для вариантов с алюминиевым и серебряным лицевыми слоями равны $\varepsilon_f^{Al} = 0,05$ и $\varepsilon_f^{Ag} = 0,03$ соответственно. Коэффициент отражения определяется с применением метода матриц переноса (4) – (8). Ускорение от идеального отражающего паруса с нулевым углом установки (перпендикулярно направлению солнечного излучения), которое в размерной форме соответствует $a_0 = 0,9107$ мм/с², принято за характеристику отношения эффективной площади паруса к массе космического аппарата для обоих конструкций. Для моделирования процессов деградации (11) – (15)

коэффициент и фактор деградации плёнки определялись по результатам экспериментов из работы [18].

Определение оптических характеристик. Корректность разработанной модели для расчёта коэффициентов отражения для обоих вариантов плёнки для фиксированной длины волны 0,3 мкм подтвердилась согласованностью полученных результатов с эталонными значениями коэффициентов отражения из открытой базы данных [11]. На рис. 1 приведены коэффициенты отражения для S-поляризованного (полужирная пунктирная линия), P-поляризованного (пунктирная линия) и неполяризованного (сплошная линия) электромагнитного излучения. Покрытая серебром плёнка пропускает ультрафиолетовое излучение, а 83,3% электромагнитной волны поглощается ПВС, поэтому её коэффициент отражения равен 0,167 для нормальной ориентации солнечного паруса в направлении источника излучения. Этот результат, а также рассчитанное значение коэффициента отражения для солнечного паруса с алюминиевым покрытием (0,927) аналогичны эталонным. Однако на рис. 1, б можно заметить частые флуктуации, отсутствующие на аналогичном графике из базы данных [11]. Это показывает, что для таких толщин поверхностей часть солнечного излучения попадает на второй и третий слои плёнки под другими углами из-за преломления и повторно отражается.

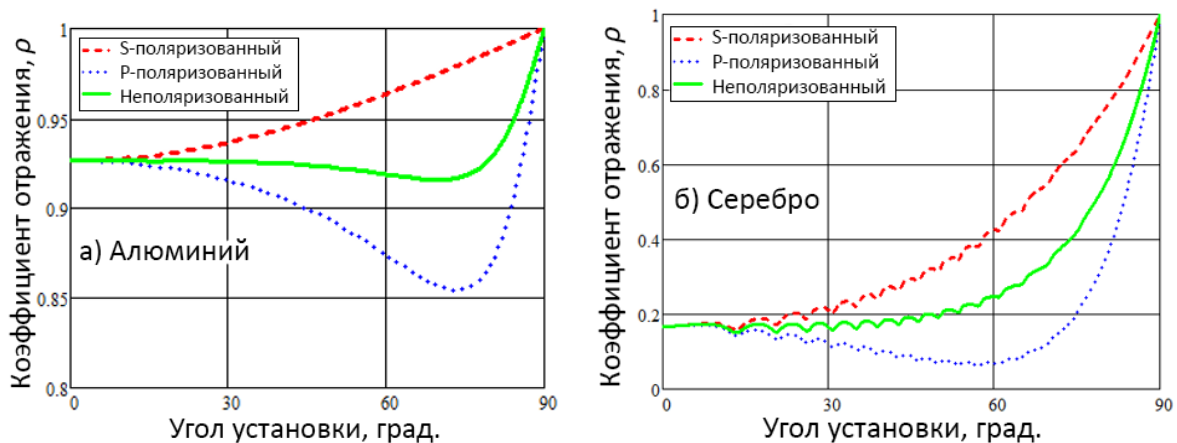


Рис. 1. Коэффициент отражения солнечного паруса с алюминиевой (а) и серебряной (б) отражающими поверхностями в зависимости от угла падения солнечного излучения при длине волны 0,3 мкм

Для расчёта оптических характеристик поверхности паруса, которая находится под действием всего спектра солнечного излучения, применялось уравнение (10). Диапазон спектра солнечного излучения взят от 0,2 до 2,4 мкм, что составляет около 96% от общего солнечного излучения (рис. 2). Стоит отметить, что используемые (и показанные на рис. 2) данные о распределении интенсивности солнечного спектрального излучения были собраны в рамках проекта «Whole Heliosphere Interval (WHI) 2008» [19]. Научно-исследовательский спутник SORCE выполнил практически все измерения для проекта и за 16 лет его работы не зафиксировал каких-либо значительных изменений в величине или распределении спектра солнечного излучения. Таким образом, можно предположить, что распределение интенсивности между частотами практически не зависит от солнечной активности.

На рис. 3 представлены результаты расчёта коэффициента отражения для обоих вариантов солнечного паруса в пределах исследуемых диапазонов длин волн. Среднее значение отражательной способности рассчитывается в соответствии с солнечной спектральной освещённостью в космосе (без потерь из-за атмосферного поглощения). Полученные результаты показывают, что усреднённый коэффициент отражения плёнки с

алюминиевым лицевым слоем выше ($\rho = 0,911$), чем у плёнки с серебряным покрытием ($\rho = 0,895$) несмотря на то, что алюминий имеет более низкий коэффициент отражения в наиболее интенсивном видимом диапазоне спектра.

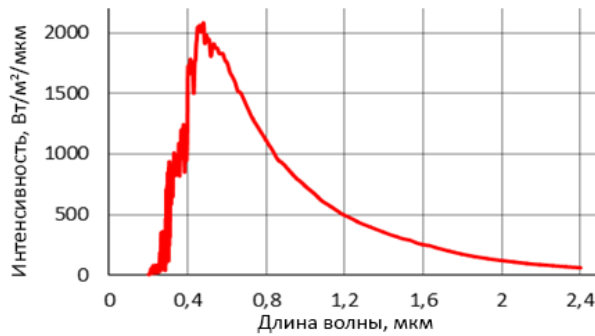


Рис. 2. Распределение солнечного спектрального излучения по данным LISIRD и измерениям, собранным космическим аппаратом SORCE

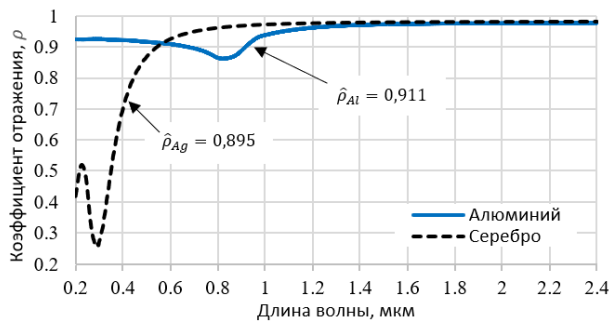


Рис. 3. Коэффициент отражения для рассматриваемого спектра солнечного излучения

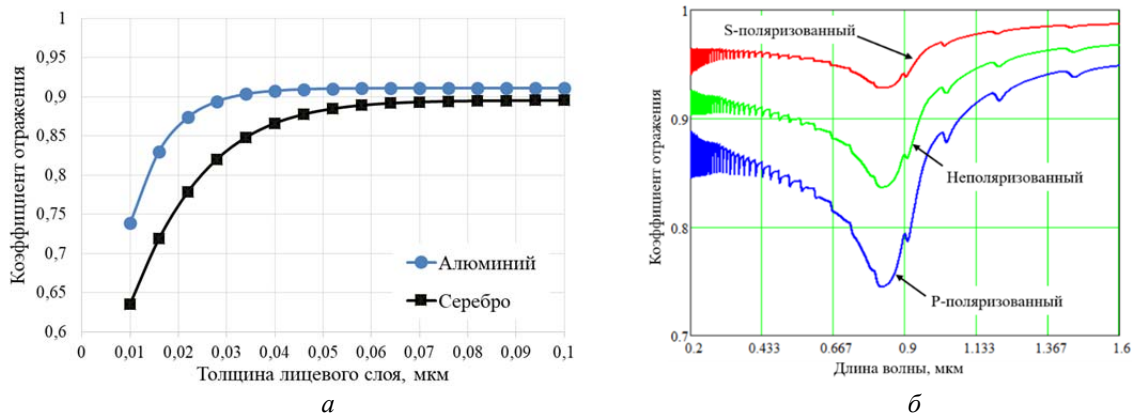


Рис. 4. Влияние толщины отражающей поверхности паруса на коэффициент отражения:
 а – определение минимальной толщины отражающей поверхности паруса;
 б – проявление повторного отражения внутри слоёв солнечного паруса с толщиной алюминиевого слоя 0,04 мкм

С точки зрения массы солнечного паруса, чем меньше толщина отражающего слоя, тем лучше. Однако имеется минимальный предел толщины отражающего материала, связанный с резким увеличением коэффициента пропускания. Чтобы определить этот предел, был произведён расчёт усреднённого коэффициента отражения для 15 об-

разцов обоих вариантов плёнки с толщиной слоя отражающего материала от 0,01 до 0,1 мкм (рис. 4, а).

Результаты расчётов показывают, что алюминий теряет свои отражательные способности при толщине отражающего слоя менее 0,03 мкм, а эффективность серебряного покрытия начинает падать при толщине отражающего слоя менее 0,05 мкм. Таким образом, алюминий превосходит серебро не только по усреднённому коэффициенту отражения, но и по допустимой толщине плёнки. Стоит отметить, что повторяющееся отражение внутри тонких плёнок появляется задолго до заметных потерь в коэффициенте отражения (рис. 4, б).

Влияние изменений оптических характеристик на орбитальное движение.

Неидеальное отражение и деградация солнечного паруса накладывают существенные ограничения на управление движением. На рис. 5, а показано, как угол между направлением ускорения, создаваемым давлением солнечного излучения, и вектором гелиоцентрического радиуса космического аппарата зависит от угла установки паруса для разных значений коэффициента отражения. Внешняя линия соответствует ускорению от идеально отражающего паруса ($\rho = 1$), но с небольшим рассеиванием ($\zeta = 0,94$). Внутренние линии соответствуют поверхностям с разными коэффициентами отражения: 0,95; 0,9; 0,85 и 0,8.

На рис. 5, б показано изменение коэффициента отражения солнечного паруса вследствие деградации. Предполагается, что космический аппарат совершает периодическое движение по гелиоцентрической орбите с перицентром, равным радиусу орбиты Меркурия, и апоцентром, равным среднему радиусу орбиты Земли. Продемонстрировано изменение коэффициента отражения за 10 лет при различных факторах деградации. Верхняя линия соответствует фактору деградации $d = 0,05$. Нижние графики соответствуют факторам деградации от 0,10 до 0,25.

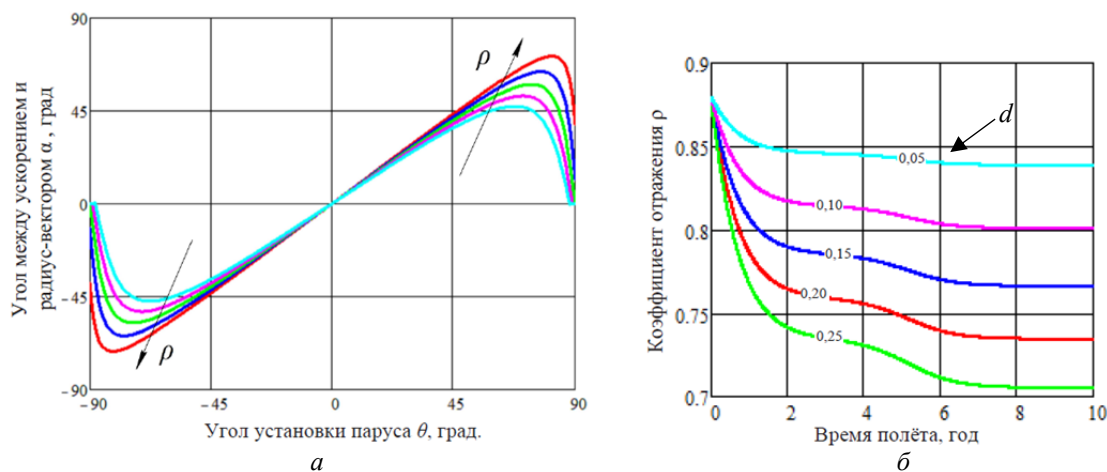


Рис. 5. Влияние деградации солнечного паруса на управление и коэффициент отражения:
 а – зависимость угла между направлением ускорения и радиус-вектором от угла установки паруса;
 б – изменение коэффициента отражения при гелиоцентрическом полёте алюминиевого паруса по высокоэллиптической орбите

Моделирование гелиоцентрического перелёта Земля – Меркурий. Цели моделирования гелиоцентрического перелёта от Земли до Меркурия с учётом изменения оптических характеристик:

- оценить влияние погрешности в определении величины усреднённого коэффициента отражения на длительность перелёта и траекторию движения;

- оценить влияние деградации на длительность перелёта и траекторию движения солнечного паруса;
- сравнить установившуюся температуру поверхности солнечного паруса с учётом и без учёта деградации поверхности.

Результаты моделирования приведены в табл. 1, а на рис. 6 показаны соответствующие траектории перелётов солнечного паруса.

Таблица 1. Результаты моделирования

Цель моделирования	Коэффициент отражения	Деградация	Температура, К	Время полёта, сут.
Оценка ошибки в определении коэффициента отражения	0,958	Да	339,33	329
	0,895	Да	393,15	353
Оценка влияния деградации	0,911	Нет	346,85	339
	0,911	Да	378,58	345

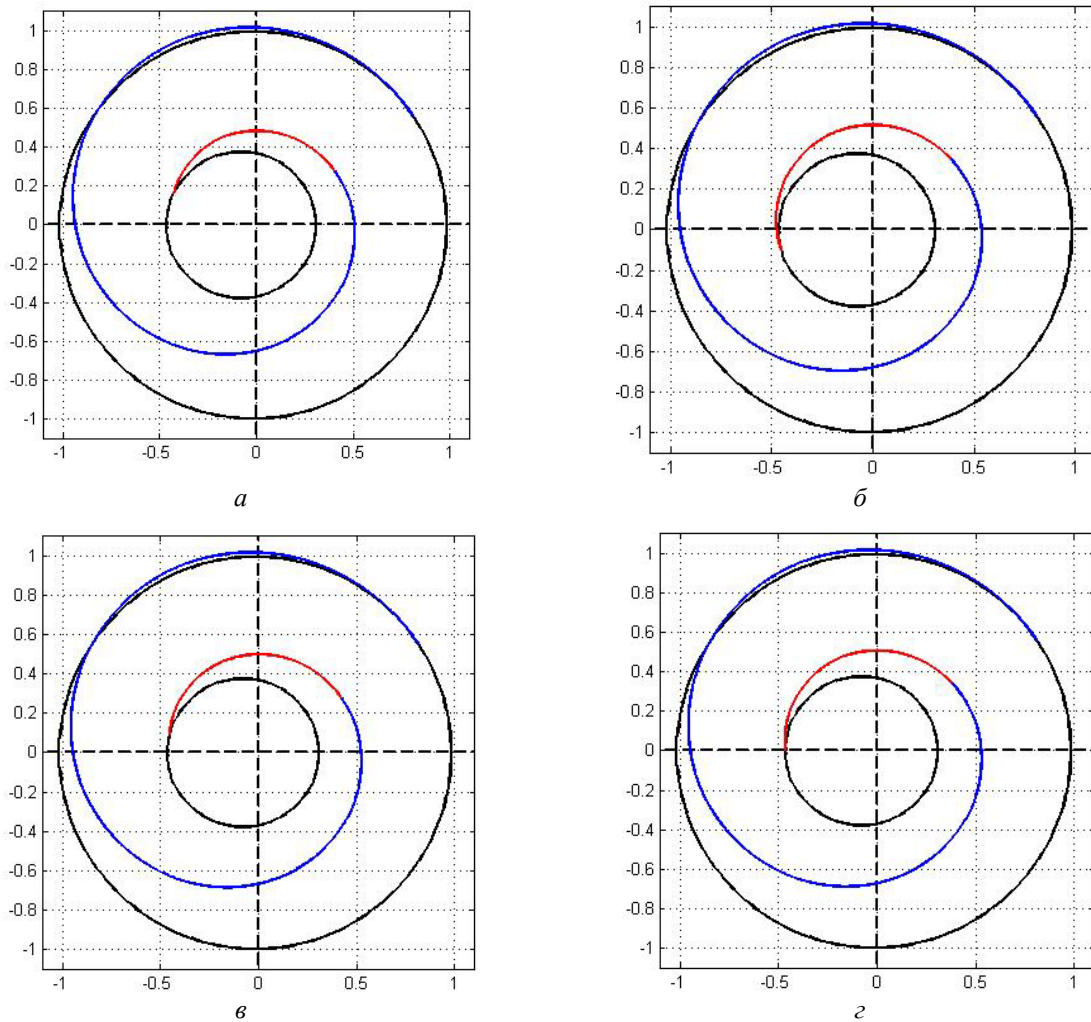


Рис. 6. Траектории солнечного паруса для каждого сеанса моделирования:
 а – парус с серебряным покрытием без учёта многослойности конструкции и спектров излучения Солнца, $\rho^{Ag} = 0,958$;

б – парус с серебряным покрытием, рассчитанный по уравнениям (4) – (8), $\rho^{Ag} = 0,895$;

в – алюминиевый парус без деградации; г – алюминиевый парус с деградацией

Каждый перелёт содержит два этапа движения: участок с уменьшением большой полуоси и участок увеличения эксцентриситета. Для анализа погрешности определения коэффициента отражения используется парус с серебряной отражающей поверхностью. Во время первого численного моделирования значение коэффициента отражения было принято равным 0,958, что соответствует отражению спектра видимого света, который имеет наибольшую интенсивность излучения среди других длин волн. Во втором моделировании выбрано значение усреднённого коэффициента отражения в 0,895, которое соответствует рассчитанному по описанной методике. Разница в продолжительности перелёта в 24 суток (17%) является значительной и может привести к некорректному баллистическому проектированию всей миссии.

Для анализа влияния деградации использовался алюминиевый парус. Результаты моделирования показывают, что процесс деградации увеличивает время полёта на 6 суток, а установившаяся температура паруса увеличивается на 31,73 К. Длительность перелёта к Меркурию в целом невелика, что и объясняет незначительное влияние деградации на общую длительность перелёта.

Заключение

Оптические характеристики играют важную роль в управлении движением космических аппаратов с солнечным парусом и существенно влияют на его орбитальное движение в целом. Проведённое моделирование перелёта подтвердило это утверждение, особенно в условиях длительного полёта, для которого проектируются солнечные паруса. Рассмотренные математические модели неидеального отражения, деградации, установившейся температуры и предложенная методика определения оптических характеристик могут быть использованы при проектировании солнечного паруса.

Результаты расчёта оптических характеристик показали, что современные тенденции уменьшения толщины отражающей поверхности паруса имеют свои пределы, по достижении которых следует искать другие пути повышения эффективности солнечного паруса. Поскольку солнечные паруса позволяют изменять скорость космического аппарата за счёт небольшого, но постоянного ускорения в течение длительного периода времени, ошибка в прогнозируемом движении постоянно увеличивается. Таким образом, в процессе баллистического проектирования солнечного паруса рекомендуется немного занижать его возможности, чтобы в процессе реализации космической миссии он был гарантированно способен выполнить поставленные задачи. Следующим этапом в уточнении математических моделей функционирования солнечного паруса является экспериментальное определение коэффициентов и факторов деградации.

Кроме того, полученные результаты могут найти применение в проектном анализе космических аппаратов с солнечным парусом. Определив минимальную толщину отражающего слоя из условий сохранения высокого показателя коэффициента отражения, толщину подложки из условий прочности и толщину излучающего тепло нижнего слоя, можно получить массу проектируемого солнечного паруса. Потребное характеристическое ускорение формируется при баллистическом проектировании, а площадь поверхности выбирается соответствующей найденному ускорению и заданной массе полезной нагрузки.

Библиографический список

1. Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом: проблемы и перспективы. М.: Наука, 1986. 304 с.
2. McInnes C.R. Solar sailing: Technology, dynamics and mission applications. Springer Berlin, Heidelberg, 2004. 296 p.

3. Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsuda Yu., Kawakatsu Ya., Kawaguchi J., Miyazaki Ya., Shirasawa Yo. 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. Kezerashvili R.Ya. Space exploration with a solar sail coated by materials that undergo thermal desorption // Acta Astronautica. 2015. V. 117. P. 231-237. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.08.007
5. Vulpetti G., Santoli S., Mocci G. Preliminary investigation on carbon nanotube membranes for photon solar sails // Journal of the British Interplanetary Society. 2008. V. 61, Iss. 8. P. 284-289.
6. Vulpetti G., Johnson L., Matloff G.L. Solar sails: A novel approach to interplanetary travel. New York: Springer, 2015. 277 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-0941-4
7. Stenzel O. The physics of thin film optical spectra. Cham: Springer, 2015. 352 p. DOI: 10.1007/978-3-319-21602-7
8. Gueymard C.A. The sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models // Solar Energy. 2004. V. 76, Iss. 4. P. 423-453. DOI: 10.1016/J.SOLENER.2003.08.039
9. Forward R.L. Grey solar sails // Proceedings of the 25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, California). DOI: 10.2514/6.1989-2343
10. Born M., Wolf E. Principles of optics: electromagnetic theory of propagation, interference and diffraction of light. Elsevier, 1980. 836 p.
11. Polyanskiy M.N. Refractive index database. <https://refractiveindex.info>
12. Laboratory for Atmospheric & Space Physics. LASP Interactive Solar Irradiance Datacenter (LISIRD). <https://lasp.colorado.edu/lisird/>
13. Dachwald B., Mengali G., Quarta A.A., Macdonald M. Parametric model and optimal control of solar sails with optical degradation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2006. V. 29, Iss 5. P. 1170-1178. DOI: 10.2514/1.20313
14. Коблик В.В., Поляхова Е.Н., Соколов Л.Л., Смирнов А.С. Управляемые парусные перелёты на околосолнечные орбиты при ограничениях на температуру солнечного паруса // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 6. С. 618-625.
15. Kezerashvili R.Y., Macdonald M. Solar sail: Materials and space environmental effects // In book: «Advances in Solar Sailing». Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2014. P. 573-592. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2_36
16. Хабибуллин Р.М., Старинова О.Л. Алгоритм применения законов управления движением космического аппарата с солнечным парусом для совершения некомпланарного перелёта Земля – Марс // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 8 (104). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006
17. Wright J.L. Space sailing. Taylor & Francis, 1992. 258 p.
18. Dever J.A., Miller S.K., Sechkar E.A., Wittberg T.N. Space environment exposure of polymer films on the materials international space station experiment: Results from MISSE 1 and MISSE 2 // High Performance Polymers. 2008. V. 20, Iss. 4-5. P. 371-387. DOI: 10.1177/0954008308089704
19. Woods T.N., Chamberlin P.C., Harder J.W., Hock R.A., Snow M., Eparvier F.G., Fontenla J., McClintock W.E., Richard E.C. Solar Irradiance Reference Spectra (SIRS) for the 2008 Whole Heliosphere Interval (WHI) // Geophysical Research Letters. 2009. V. 36, Iss. 1. DOI: 10.1029/2008GL036373

OPTICAL CHARACTERISTICS OF A MULTILAYER SOLAR SAIL AND THEIR EFFECT ON ITS HELIOCENTRIC MOTION

© 2022

M. A. Rozhkov Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics
and Control Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
rozhkov.ma@ssau.ru

The purpose of this work is to determine the influence of the optical characteristics of a thin multilayer solar sail on its orbital motion. First of all, the influence of the coefficients of reflection, scattering and absorption is investigated. These coefficients are computed on the basis of a mathematical model of the optical characteristics of a multilayer epitaxial thin film which is a solar sail itself. The paper considers the effect of temperature changes and sail surface degradation on its optical properties. Modeling of changes in optical characteristics is carried out drawing on an example of heliocentric flight from the Earth to Mercury applying locally optimal control laws. Applying the transfer matrix method and considering the distribution of solar spectral radiation optical parameters for two distinct constructions of a solar sail were obtained (aluminum and silver front coating).

Solar sail; non-ideal reflection; optical characteristics degradation; solar spectral radiation; multilayer epitaxial films; transfer matrix method; flight from the Earth to Mercury; locally optimal control laws

Citation: Rozhkov M.A. Optical characteristics of a multilayer solar sail and their effect on its heliocentric motion. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 52-65.
DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-52-65

References

1. Polyakhova E.N. *Kosmicheskiy polet s solnechnym parusom: problemy i perspektivy* [Space flight with solar sail: problems and prospects]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 304 p.
2. McInnes C.R. *Solar sailing: Technology, dynamics and mission applications*. Springer Berlin, Heidelberg, 2004. 296 p.
3. Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsuda Yu., Kawakatsu Ya., Kawaguchi J., Miyazaki Ya., Shirasawa Yo. 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. Kezerashvili R.Ya. Space exploration with a solar sail coated by materials that undergo thermal desorption. *Acta Astronautica*. 2015. V. 117. P. 231-237. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.08.007
5. Vulpetti G., Santoli S., Mocci G. Preliminary investigation on carbon nanotube membranes for photon solar sails. *Journal of the British Interplanetary Society*. 2008. V. 61, Iss. 8. P. 284-289.
6. Vulpetti G., Johnson L., Matloff G.L. *Solar sails: A novel approach to interplanetary travel*. New York: Springer, 2015. 277 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-0941-4
7. Stenzel O. *The physics of thin film optical spectra*. Cham: Springer, 2015. 352 p. DOI: 10.1007/978-3-319-21602-7
8. Gueymard C.A. The sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models. *Solar Energy*. 2004. V. 76, Iss. 4. P. 423-453. DOI: 10.1016/J.SOLENER.2003.08.039
9. Forward R.L. Grey solar sails. *Proceedings of the 25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, California)*. DOI: 10.2514/6.1989-2343

10. Born M., Wolf E. Principles of optics: electromagnetic theory of propagation, interference and diffraction of light. Elsevier, 1980. 836 p.
11. Polyanskiy M.N. Refractive index database. Available at: <https://refractiveindex.info>
12. Laboratory for Atmospheric & Space Physics. LASP Interactive Solar Irradiance Datacenter (LISIRD). Available at: <https://lasp.colorado.edu/lisird/>
13. Dachwald B., Mengali G., Quarta A.A., Macdonald M. Parametric model and optimal control of solar sails with optical degradation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2006. V. 29, Iss 5. P. 1170-1178. DOI: 10.2514/1.20313
14. Koblik V.V., Polyakhova E.N., Sokolov L.L., Shmyrov A.S. Controlled solar sailing transfer flights into near-Sun orbits under restrictions on sail temperature. *Cosmic Research*. 1996. V. 34, Iss. 6. P. 572-578.
15. Kezerashvili R.Y., Macdonald M. Solar sail: Materials and space environmental effects. In book: «*Advances in Solar Sailing*». Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2014. P. 573-592. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2_36
16. Khabibullin R.M., Starinova O.L. 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). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006
17. Wright J.L. Space sailing. Taylor & Francis, 1992. 258 p.
18. Dever J.A., Miller S.K., Sechkar E.A., Wittberg T.N. Space environment exposure of polymer films on the materials international space station experiment: Results from MISSE 1 and MISSE 2. *High Performance Polymers*. 2008. V. 20, Iss. 4-5. P. 371-387. DOI: 10.1177/0954008308089704
19. Woods T.N., Chamberlin P.C., Harder J.W., Hock R.A., Snow M., Eparvier F.G., Fontenla J., McClintock W.E., Richard E.C. Solar Irradiance Reference Spectra (SIRS) for the 2008 Whole Heliosphere Interval (WHI). *Geophysical Research Letters*. 2009. V. 36, Iss. 1. DOI: 10.1029/2008GL036373