

Труды МАИ. 2024. № 139
Trudy MAI. 2024. No. 139. (In Russ.)

Научная статья

УДК 531.352

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=183449>

EDN: <https://www.elibrary.ru/GYPRVC>

О ПЕРЕМЕЩЕНИИ ВДОЛЬ ТРОСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НЕИДЕАЛЬНЫМ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

Варвара Сергеевна Васькова

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

vsvaskova@yandex.ru

Аннотация. Рассматривается не требующий затрат топлива способ перемещения грузов в космическом пространстве, реализуемый благодаря использованию космического аппарата с неидеальным солнечным парусом вдоль троса, соединяющего две тяжелые космические станции, описывающие одну гелиоцентрическую орбиту. Солнечный парус частично поглощает солнечную радиацию, а трос, длина которого превосходит расстояние между станциями, считается невесомым, нерастяжимым и натянутым во все время движения. Относительная скорость этого движения оказывается невелика, натяжение троса незначительно, что позволяет считать влияние космического аппарата на станции несущественным. С учетом сделанных предположений определяется направление нормали к солнечному парусу, обеспечивающее максимальное относительное ускорения космического аппарата, зависящее от его положения и коэффициента

отражения материала паруса. Необходимый угол наклона нормали к местной вертикали лежит в диапазоне между углом оптимального положения идеально отражающего паруса и углом между направлением солнечных лучей и касательной к траектории аппарата. Определяется минимально возможная продолжительность перелета между станциями при нулевых начальной и конечной относительных скоростях. Устанавливается, что эта продолжительность увеличивается при ухудшении коэффициента отражения паруса, но остается допустимой для практической транспортировки грузов.

Ключевые слова: солнечный парус, космическая тросовая система, гелиоцентрическая орбита, уравнения движения

Для цитирования: Васькова В.С. О перемещении вдоль троса космического аппарата с неидеальным солнечным парусом // Труды МАИ. 2024. № 139. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=183449>

Original article

ON THE MOTION OF A SPACECRAFT ALONG A TETHER BY NON-PERFECT SOLAR SAIL

Varvara S. Vaskova

Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

vsvaskova@yandex.ru

Abstract. The paper considers a fuel-free method of a cargo local moving in outer space, implemented through the use of a spacecraft with a non-perfect solar sail along a tether connecting two heavy space stations describing one heliocentric orbit. We suppose that the solar sail partially absorbs solar radiation, the tether is weightless, inextensible, absolutely flexible and its length exceeds the distance between stations. Also, situations where the tether is taut at all time of the spacecraft motion are considered. As such motion relative velocity turns out to be low, the tension of the tether is sufficiently small, which allows us to assume that the spacecraft slightly influences the stations relative location. Taking into account the assumptions made, the direction of the solar sail normal provided the maximum relative acceleration of the spacecraft relocation along the tether is determined. This direction depends on the sailed apparatus current location and of the sail material reflection coefficient. The required angle between a normal to the sail plane and the local vertical is in the range from the bisector of the angle between the sun rays direction and the tangent to the spacecraft trajectory, up to the correspondent optimal inclination for the perfectly reflective sail. The minimum possible duration of the sailed spacecraft flight between stations at zero initial and final relative velocities is computed. It is established that this duration increases as the sail reflectivity deteriorates, but it remains acceptable for practice even if the sail absorbs all photons that reach its surface.

Keywords: imperfect solar sail, space tether system, heliocentric orbit, equations of motion

For citation: Vaskova V.S. On the motion of a spacecraft along a tether by non-perfect solar sail. *Trudy MAI*. 2024. No. 139. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=183449>

Введение

Для перемещения грузов в космическом пространстве в настоящий момент в основном используются различные типы реактивных двигателей [1], но все они требуют наличия запасов топливных ресурсов, поэтому со временем может возникнуть необходимость в создании конструкций летательных аппаратов, не предполагающих энергетических затрат. Для обеспечения перелетов могут быть использованы движители, принцип работы которых основан на отражении солнечной радиации, что также позволит увеличить полезную нагрузку космического аппарата (КА) за счет ликвидации топливного отсека. В теоретических исследованиях встречаются случаи, когда солнечные паруса служили для осуществления межпланетных перелетов: для коррекции орбит [2,3,4], для стабилизации характерных движений космических аппаратов, в частности, неустойчивых точек либрации [5,6,7,8]. В космической практике солнечные паруса (СП) доказали свою работоспособность: они были использованы для осуществления полетов аппаратов IKAROS и LightSail2, но никогда раньше не выполняли роль основного движителя, хотя и существуют соответствующие теоретические разработки (например, [9]). В данной работе СП создает силу тяги, необходимую для перемещения между близко расположенными искусственными гелиоцентрическими объектами. Обладая преимуществами перед другими движителями с точки зрения энергонезависимости,

СП имеют значительные ограничения, не позволяющие двигаться против солнечных лучей и создавать по отношению к ним ускорение под тупым углом. Чтобы избавиться от этого ограничения, можно использовать трос, концы которого закреплены на космических объектах. В данном случае этот трос будет выполнять роль направляющей, как и киль морского парусного судна [10,11,12].

В настоящей работе рассматривается движение космического аппарата с неидеальным солнечным парусом вдоль троса, соединяющего две космические станции, которые перемещаются по одной гелиоцентрической орбите и расположены достаточно близко друг к другу (на расстоянии порядка нескольких километров). Трос считается невесомым, идеально гибким и нерастяжимым, то есть реализующим ограничение, называемое леерной связью [13,14], его длина превосходит расстояние между станциями. При этом рассматривается ситуация, когда КА не покидает плоскости орбиты станций, следовательно движение ограничено некоторым эллипсом_вращения с фокусами в точках закрепления троса. Продолжительность перелета предполагается настолько малой, чтобы можно было пренебречь неинерциальностью орбитальной системы отсчета. Влияние КА на движение станций несущественно или существует механизм компенсации этого влияния. Неидеальность оптических характеристик отражающей поверхности солнечного паруса вносит коррективы в динамику КА по сравнению с идеальной ситуацией, рассмотренной в работах [15,16]. Сила давления солнечной радиации на поверхность неидеального солнечного паруса напрямую зависит от отражательной способности

материала. Чем выше способность паруса отражать солнечную радиацию, тем быстрее осуществляется перемещение.

Целью работы является исследование перелетов КА по дугообразной траектории между вершинами эллипса, расположенными на его большой полуоси. Определяется направление нормали к парусу в зависимости от отражательной способности солнечного паруса и положения КА на границе леерной связи таким образом, чтобы обеспечить наискорейшее перемещение между станциями при условии, что начальная и конечная скорости равны нулю. Вычисляется продолжительность такого перемещения в безразмерных единицах измерения. Устанавливается, что для реальных КА время перелета составляет несколько часов (не превышает сутки) для расстояния в несколько километров.

1. Постановка задачи и основные допущения

Будем изучать движение КА A массы m , оснащенного солнечным парусом площади S , частично поглощающим солнечную радиацию, вдоль троса длины $2a$, концы которого закреплены в точках F_1 и F_2 на расстоянии $2c$ друг от друга, соединяющего две массивные космические станции, описывающие одну гелиоцентрическую орбиту. Трос, длина которого превосходит расстояние между станциями, будем считать невесомым и нерастяжимым, то есть реализующим ограничение, называемое леерной связью [13,14]. Также будем предполагать, что КА не покидает плоскости орбиты станций и движется, практически не оказывая влияния на станции, а трос постоянно находится в натянутом состоянии. Поскольку ускорение

КА относительно станций создается только СП, то относительная скорость КА невелика, благодаря чему натяжение троса незначительно, что оправдывает сделанные предположения. В этом случае движение КА будет ограничено эллипсом с фокусами F_1 и F_2 , большой полуосью a и эксцентриситетом $e = c/a$ (рис. 1).

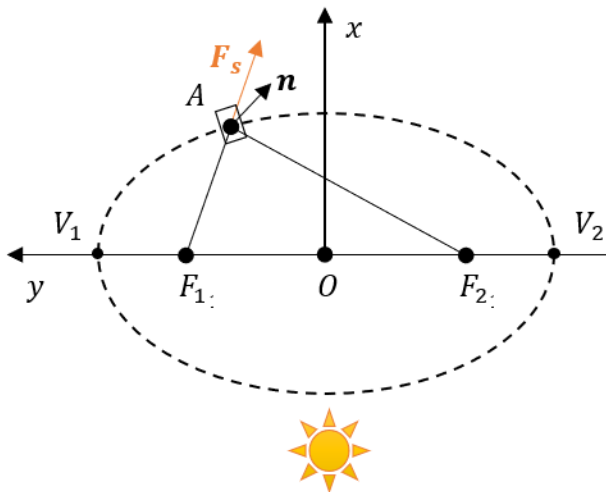


Рис. 1. Космическая система с солнечным парусом

Пусть прямая F_1F_2 всегда перпендикулярна солнечным лучам, тогда для описания движения КА A будем использовать правую декартову прямоугольную систему координат $Oxyz$, где O – середина отрезка F_1F_2 , Ox направлена от Солнца, то есть по направлению солнечных лучей, Oy направлена по прямой F_1F_2 в сторону движения космических станций так, что точка F_1 имеет положительную координату по этой оси. Тогда координаты x, y, z аппарата A во все время движения должны подчиняться неравенству

$$f(x, y, z) = \frac{x^2}{b^2} + y^2 + \frac{z^2}{b^2} \leq 1, \quad b = \sqrt{a^2 - c^2}, \quad (1)$$

описывающему идеальную одностороннюю лазерную связь. Если станции будут находиться на расстоянии порядка 1 а.е. от Солнца, расстояние между ними не

превысит нескольких километров, а парусность, выражаемая соотношением S/m , останется в пределах, допустимых уже реализованными миссиями, в этом случае максимально возможная величина солнечной радиации, действующая на парус, превысит абсолютную величину разности сил притяжения Солнца и переносной силы инерции, действующих на аппарат, на величину порядка $10^5 - 10^6$, поэтому в дальнейшем необходимо учитывать только силу солнечной радиации F_S и кориолисову силу F_c . Однако, в рассматриваемой ситуации сила Кориолиса лежит в плоскости орбиты станций и перпендикулярна скорости КА с солнечным парусом, то есть эта сила не способна вывести аппарат из этой плоскости и не может изменить скорость, так как траектория движения определена геометрическим ограничением – тросом. Из-за того, что при малых относительных скоростях сила Кориолиса может создавать ускорение, превышающее центростремительное ускорение, ее необходимо компенсировать за счет расположения нормали к солнечному парусу под углом в $\frac{3\pi}{4}$ по отношению к внутренней нормали траектории в начале и в конце движения.

Неидеальность оптических характеристик отражающей поверхности СП вносит свои коррективы в динамику КА по сравнению с идеальной ситуацией, ранее рассмотренной в [15,16]. Силу солнечной радиации, действующую на модель неидеального солнечного паруса, будем определять формулой (2), исключаящей размерные величины такие, как масса КА m , длина троса a и площадь солнечного паруса S . Следовательно, большая полуось эллипса будет определяться единицей так же, как масса КА и его парусность.

$$F_S = \varepsilon \cdot n_x^2 \mathbf{n} + \frac{1 - \varepsilon}{2} n_x \mathbf{e}_x, \quad (2)$$

где \varkappa – коэффициент отражения ($0 \leq \varkappa \leq 1$), $\mathbf{n} = (n_x, n_y, n_z)^T$ – единичная нормаль к плоскости паруса, n_x, n_y, n_z – направляющие косинусы этой нормали в $Oxyz$, \mathbf{e}_x – единичный вектор, направленный вдоль оси Ox .

Тогда уравнения движения КА A в орбитальной системе отсчета с учетом коэффициента отражения материала паруса в качестве параметра могут быть записаны как обобщение уравнений из [15] с множителем Лагранжа λ :

$$\dot{\mathbf{r}} = \left(\varkappa \cdot n_x^2 \mathbf{n} + \frac{1 - \varkappa}{2} n_x \mathbf{e}_x \right) - 2[\boldsymbol{\omega}, \dot{\mathbf{r}}] + \lambda \frac{\partial f}{\partial \mathbf{r}} \quad (3)$$

где $\lambda = 0$, если аппарат A находится внутри эллипсоида вращения и $\lambda \leq 0$, если расположен на его поверхности. В дальнейшем силой Кориолиса $\mathbf{F}_c = -2[\boldsymbol{\omega}, \dot{\mathbf{r}}]$, где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловая скорость орбитальной системы отсчета $Oxyz$, будем пренебрегать в связи с малостью её величины и отсутствием влияния на движение.

Заметим, что если нормаль к солнечному парусу параллельна плоскости орбиты станций, то есть $n_z = 0$, то уравнения движения допускают интегральное многообразие движений аппарата A в плоскости Oxy . Ограничимся только такими движениями из этого многообразия, происходящими по границе эллипса, описываемого уравнением $\frac{x^2}{1-e^2} + y^2 - 1 = 0$ при $\lambda \leq 0$, причем множитель Лагранжа берется отрицательной величиной, поскольку сила реакции противоположна градиенту эллипса. В дальнейшем будем рассматривать задачу только для плоского движения, где $z = 0$. Если угол между нормалью к СП и направлением солнечных лучей (от Солнца) $\alpha = 0$, то есть, когда парус перпендикулярен солнечным лучам

$(n_x = 1, n_y = 0, n_z = 0)$, то сила солнечного давления будет выглядеть следующим образом

$$\mathbf{F}_s = (F_x, F_y)^T = \left(1 - \frac{1 - \varepsilon}{2}, 0\right)^T.$$

Далее запишем уравнения движения в скалярном виде с учетом сделанных предположений:

$$\ddot{\mathbf{r}} = (\ddot{x}, \ddot{y})^T = \left(1 - \frac{1 - \varepsilon}{2} + \lambda \frac{2x}{1 - e^2}, 2\lambda y\right)^T \quad (4)$$

Заметим, что если \mathbf{n} определяется лишь координатами точки A , то уравнения (4) допускают интеграл энергии

$$\frac{1}{2}(\dot{x}^2 + \dot{y}^2) = \left(1 - \frac{1 - \varepsilon}{2}\right)(x - x_0), \quad (5)$$

где x_0 – начальное значение x . В данном случае $x_0 = 0$, что соответствует точке V_1 , из которой КА начинает движение.

2. Определение оптимального направления нормали к парусу в зависимости от коэффициента отражения

Перепишем интеграл энергии (5) как

$$\frac{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}{2} = \int_{A_0}^A F_x dx + F_y dy = \int_{\psi_0}^{\psi} F_\tau d\psi, \quad (6)$$

где A_0 – начальная точка, в которой угол $\psi = \psi_0$ и скорость КА $v = v_0 = 0$, A – текущая точка, которой соответствует значение ψ , определяющее координаты КА:

$$x = \sqrt{1 - e^2} \sin \psi, \quad y = \cos \psi.$$

С учетом параметризации интеграл энергии (6) примет вид:

$$\frac{1}{2}(1 - e^2 \cos^2 \psi)\dot{\psi}^2 = \int_{\psi_0}^{\psi} F_{\tau} d\psi.$$

Если движение КА начинается из вершины эллипса V_1 , то угол для определения положения начальной точки A_0 равен $\psi_0 = 0$. Следовательно, сила солнечной радиации F_s , спроецированная на касательную к траектории движения τ , будет выражаться через $F_{\tau} = (F_s, \tau)$, где

$$\tau = \frac{(\dot{x}, \dot{y})}{v} = \frac{(\sqrt{1 - e^2} \cos \psi, -\sin \psi)}{\sqrt{1 - e^2 \cos^2 \psi}}.$$

Здесь $v = \dot{\psi} \sqrt{1 - e^2 \cos^2 \psi}$ – величина относительной скорости аппарата.

Пусть $n_x = \cos \alpha$, $n_y = \sin \alpha$. Получим следующее представление

$$F_{\tau} = \frac{\left(\varepsilon \cos^3 \alpha + \frac{1 - \varepsilon}{2} \cos \alpha\right) \sqrt{1 - e^2} \cos \psi - \varepsilon \cos^2 \alpha \sin \alpha \sin \psi}{1 - e^2 \cos^2 \psi}. \quad (7)$$

Для того, чтобы найти максимально возможное значение проекции силы солнечного давления на касательную F_{τ} , определим экстремум функции (7) из необходимых условий: $\frac{\partial F_{\tau}}{\partial \alpha} = 0$. Решив данное уравнение можно определить угол α , при котором F_{τ} достигает максимума.

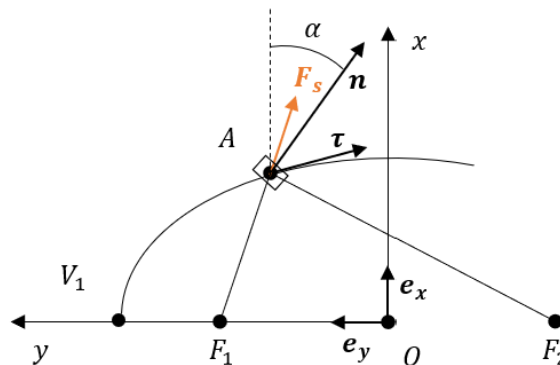


Рис. 2. Поиск проекции силы солнечного давления на касательную к траектории движения

Продифференцируем (7) и приравняем результат к нулю. После проведения необходимых преобразований получим кубическое уравнение:

$$\operatorname{tg}^3 \alpha - \frac{4\mathfrak{e}}{1 - \mathfrak{e}\sqrt{1 - e^2}} \operatorname{tg} \psi \operatorname{tg}^2 \alpha + \frac{5\mathfrak{e} + 1}{1 - \mathfrak{e}} \operatorname{tg} \alpha + \frac{2\mathfrak{e}}{1 - \mathfrak{e}\sqrt{1 - e^2}} \operatorname{tg} \psi = 0. \quad (8)$$

Заметим, что если КА находится в вершине эллипса V_1 , то угол $\psi_0 = 0$, в этом случае угол между нормалью к СП и направлением солнечных лучей α должен быть равен нулю. Если движение происходит из вершины, соответствующей малой полуоси $\psi = \frac{\pi}{2}$, то угол α задается соотношением $\operatorname{tg}^2 \alpha = \frac{1}{2}$.

Обозначим максимально возможную проекцию силы солнечного давления на касательную через $F_{\tau_{max}}$. При $F_{\tau_{max}} \geq 0$ возможен разгон КА, иначе будет доступно только торможение. Рассмотрим случай, когда $F_{\tau_{max}} = 0$, тогда уравнение (8) примет вид

$$\operatorname{tg}^2 \alpha - \frac{2\mathfrak{e}}{1 - \mathfrak{e}\sqrt{1 - e^2}} \operatorname{tg} \psi \operatorname{tg} \alpha + \frac{2\mathfrak{e}}{1 - \mathfrak{e}} + 1 = 0. \quad (9)$$

Вычтем из уравнения (8) уравнение (9), предварительно умноженное на $\operatorname{tg} \alpha$, и получим соотношение для угла ψ , задающего точку начала движения КА, и угла α , отвечающего за расположение солнечного паруса:

$$\frac{2 \operatorname{tg} \alpha}{1 - \operatorname{tg}^2 \alpha} = \frac{-\operatorname{tg} \psi}{\sqrt{1 - e^2}}. \quad (10)$$

Решим уравнение (8) с учетом полученного соотношения для углов (10), и в результате получим $\operatorname{tg} \alpha = -\sqrt{\frac{1+\varkappa}{1-\varkappa}}$, при условии, что $-\frac{\pi}{2} \leq \alpha \leq 0$, иначе перемещение КА будет невозможно. После подстановки $\operatorname{tg} \alpha$ в соотношение (10), связь между углом ψ и коэффициентом отражения \varkappa будет выглядеть следующим образом:

$$\frac{\operatorname{tg} \psi}{\sqrt{1-e^2}} = -\frac{\sqrt{1-\varkappa^2}}{\varkappa}.$$

Отсюда можно сделать вывод, что только при $0 \leq \psi \leq \pi - \operatorname{arctg}\left(\frac{\sqrt{1-\varkappa^2}\sqrt{1-e^2}}{\varkappa}\right)$ можно выбрать угол α так, чтобы обеспечивать положительное ускорение КА с солнечным парусом. При условии, что $\pi - \operatorname{arctg}\left(\frac{\sqrt{1-\varkappa^2}\sqrt{1-e^2}}{\varkappa}\right) \leq \psi \leq \pi$, нужно выбирать угол $\alpha = \frac{\pi}{2}$ для того, чтобы обеспечить нулевое касательное ускорение, иначе передвижение КА не будет происходить.

3. Движение с неидеальным солнечным парусом, ортогональным солнечным лучам

Если солнечный парус расположить ортогонально солнечным лучам, то интеграл энергии (5) примет вид

$$(1 - e^2 \cos^2 \psi) \frac{\dot{\psi}^2}{2} = \left(1 - \frac{1 - \varkappa}{2}\right) \sqrt{1 - e^2} \sin \psi,$$

Движение начинается из вершины эллипса V_1 ($\psi = 0$) и заканчивается в вершине V_2 ($\psi = \pi$), причём начальная и конечная скорости будут равны нулю.

4. Продолжительность наискорейшего перемещения между вершинами V_1 и V_2 эллипса с нулевой начальной скоростью

По аналогии с вычислениями в [15] получаем, что время перелета КА с неидеальным солнечным парусом будет на некоторый множитель больше единицы, зависящий от коэффициента отражения \varkappa :

$$T(e, \varkappa) = T(e) \left(1 - \frac{1 - \varkappa}{2}\right)^{-\frac{1}{2}}, \quad (11)$$

$$T(e) = \sqrt{2}(1 - e^2)^{-\frac{1}{4}} \cdot \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sqrt{\frac{1 - e^2 \cos^2 \psi}{\sin \psi}} d\psi$$

где $T(e)$ – время перелета КА с идеальным солнечным парусом [3], то есть в случае $\varkappa = 1$.

Принимая во внимание, что наиболее быстрый перелет между V_1 и V_2 происходит при эксцентриситете $e_{min} = 0.7906$ за $T_{min} = 3.557$, что было доказано в [15], то по формуле (11) рассчитаем минимальное время перелета для неидеального паруса при $0 \leq \varkappa \leq 1$:

$$T_{min}(e, \varkappa) = T(e_{min}) \left(1 - \frac{1 - \varkappa}{2}\right)^{-\frac{1}{2}} = 3,557 \cdot \left(1 - \frac{1 - \varkappa}{2}\right)^{-\frac{1}{2}},$$

частным случаем которого будет модель с идеальным парусом при $\varkappa = 1$.

5. Продолжительность перелёта для реальных космических аппаратов

Традиционные единицы измерения времени минимально возможной продолжительности перелетов между вершинами эллипса, соответствующими

большой полуоси, зависят не только от безразмерных единиц времени, но и от физических параметров КА, троса и паруса. Воспользуемся формулой пересчета времени $t = T\sqrt{ma/pS}$, где T – безразмерная продолжительность перелета, $p = 9 \cdot 10^{-6} \text{Н/м}^2$ – характерное значение солнечного давления на расстоянии 1 а.е. от Солнца (то есть на орбите Земли) и составим таблицу 1, в которой приведены значения продолжительности перемещения в традиционных единицах времени для КА *IKAROS* [17], *NanoSail* [18], *LightSail* [19], нереализованной миссии *Sunjammer* [20], а также для гипотетических КА «*Tugboat*» и «*Clipper*» при различных коэффициентах отражения солнечного паруса.

Таблица 1. Продолжительность перелета для космических аппаратов с различными коэффициентами отражения

| Космический аппарат, название | Площадь паруса, S , м ² | Масса аппарата, m , кг | Парусность, $\frac{S}{m}$, м ² /кг | Длина троса, a , км | t_{min} перелета при $v = v_0 = 0$ и при парусе ортогональном к солнечным лучам, сутки, час: мин. | | | | | | | | | | |
|------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------|--|-----------------------|---|---------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | | | | | коэффициент отражения, α | | | | | | | | | | |
| | | | | | 0 | 0.1 | 0.2 | 0.3 | 0.4 | 0.5 | 0.6 | 0.7 | 0.8 | 0.9 | 1 |
| Безразмерные величины | 1 | 1 | 1 | 1 | 5.030 | 4.796 | 4.592 | 4.412 | 4.251 | 4.107 | 3.977 | 3.858 | 3.749 | 3.649 | 3.557 |
| IKAROS (2010) | 196 | 310 | 0.6323 | 2 | 1, 2:12 | 1, 0:59 | 23:55 | 22:59 | 22:08 | 21:23 | 20:43 | 20:06 | 19:32 | 19:00 | 18:31 |
| NanoSail (2010) | 10 | 4 | 2.5 | 2 | 13:10 | 12:34 | 12:02 | 11:33 | 11:08 | 10:45 | 10:25 | 10:06 | 9:49 | 9:33 | 9:19 |
| LightSail-2 (2019) | 32 | 5 | 6.4 | 2 | 8:14 | 7:51 | 7:31 | 7:13 | 6:58 | 6:43 | 6:31 | 6:19 | 6:08 | 5:58 | 5:49 |
| Sunjamer (canceled 2014) | 1200 | 32 | 37.5 | 2 | 3:24 | 3:15 | 3:06 | 2:59 | 2:52 | 2:47 | 2:41 | 2:37 | 2:32 | 2:28 | 2:24 |
| “Workhorse” or “tugboat” (fiction) | 1000 | 1000 | 1 | 2 | 20:50 | 19:52 | 19:01 | 18:16 | 17:36 | 17:00 | 16:28 | 15:59 | 15:32 | 15:07 | 14:44 |
| “Clipper” (fiction) | 10000 | 200 | 50 | 2 | 2:57 | 2:49 | 2:41 | 2:35 | 2:29 | 2:24 | 2:20 | 2:16 | 2:12 | 2:08 | 2:05 |

Можно заметить, что время перемещения оказывается больше, чем в случае идеального СП, но практически всегда остается приемлемым, то есть порядка нескольких часов при перемещении на несколько километров. Если осуществлять перемещение на расстояния порядка 200 км, то на перелет будет затрачиваться не менее нескольких суток. Кроме того, эффективным оказывается даже СП, который полностью поглощает солнечную радиацию, так как в процессе движения все равно будет возникать некоторое ускорение. Как видно из таблицы, КА «*Sunjamer*» и «*Clipper*», благодаря своим характеристикам, оказываются наиболее быстрыми при перелете на заданные расстояния.

Заключение

В статье показана возможность транспортировки грузов вдоль троса, превышающего расстояние между двумя гелиоцентрическими космическими станциями и закрепленного на них, при помощи неидеального солнечного паруса, коэффициент отражения которого может варьироваться в пределах от нуля до единицы в зависимости от отражательной способности поверхности паруса. При максимальном коэффициенте отражения свойства солнечного паруса будут соответствовать свойствам идеально отражающей пластины, следовательно произойдет наиболее быстрое перемещение КА. С учетом минимального коэффициента отражения паруса и даже при условии полного поглощения солнечной радиации СП будет совершать перелет на небольшие расстояния за приемлемое время. Заметим, что для обеспечения наибольшего положительного ускорения КА,

необходимо изменять ориентацию солнечного паруса относительно солнечных лучей.

Работа выполнена в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете).

Список источников

1. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1989. - 464 с.
2. Белецкий В.В. Очерки о движении космических тел. - М.: URSS, 2017. - 432 с.
3. Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом. - М.: URSS, 2010. - 302 с.
4. Rozhkov M.A., Starinova O.L. Optimization of Solar-Sail Control When a Vehicle Moves along Cyclic Heliocentric Trajectories // Cosmic Research. 2023. V. 61, No. 6. P. 534-543. DOI: [10.1134/S0010952523700430](https://doi.org/10.1134/S0010952523700430)
5. Стабилизация управляемого орбитального движения космического аппарата в окрестности коллинеарной точки либрации L1 // Вестник Санкт-Петербургского университета. Сер. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2005. Вып. 2. С. 193-199.
6. Шиманчук Д.В., Шмыров А.С., Шмыров В.А. Управляемое движение солнечного паруса в окрестности коллинеарной точки либрации // Письма в

- астрономический журнал. 2020. Т. 4. № 3. С. 193-200. DOI: [10.31857/S0320010820030055](https://doi.org/10.31857/S0320010820030055)
7. Авдюшкин А.Н. О параметрическом резонансе в окрестности точки либрации L1 плоской ограниченной фотогравитационной задачи трех тел // Труды МАИ. 2022. № 126. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168989>. DOI: [10.34759/trd-2022-126-03](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-03)
 8. Асланов В.С., Нерядовская Д.В. Тросовая система в коллинеарных точках либрации L1, L2 системы Марс-Фобос // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=163923>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-02)
 9. Макаренкова Н.А. Управление пространственным положением солнечного паруса // Труды МАИ. 2017. № 94. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=81044>
 10. Rodnikov A.V. Coastal navigation by a solar sail // IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 2020. V. 868, P. 012021. DOI: [10.1088/1757-899X/868/1/012021](https://doi.org/10.1088/1757-899X/868/1/012021)
 11. Rodnikov A.V. On Relative Motion via a Solar sail // Academic Space Conference: Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists - Pioneers of Space Exploration. 2021. V. 2318 (1), P. 110020. DOI: [10.1063/5.0035755](https://doi.org/10.1063/5.0035755)
 12. Ледков А.С., Дюков Д.И. Исследование хаотических режимов движения КА с тросом, совершающим малые колебания около местной вертикали // Труды МАИ. 2012. № 61. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35644>

13. Родников А.В. О существовании безударных движений по леерной связи, закрепленной на протяженном космическом аппарате // Космические исследования. 2006. Т. 44, № 6. С. 553-560.
14. Родников А.В., Красильников П.С. О пространственных движениях орбитальной леерной связки // Нелинейная динамика. 2017. Т. 13, № 4. С. 505–518. DOI: [10.20537/nd1704004](https://doi.org/10.20537/nd1704004)
15. Vaskova V.S., Rodnikov A.V. On a Sailed Spacecraft Motion along a Handrail Fixed to Two Heliocentric Space Stations // Russian Journal of Nonlinear Dynamics. 2023. V. 19, No. 3. P. 359-370. DOI: [10.20537/nd230802](https://doi.org/10.20537/nd230802)
16. Васькова В.С., Родников А.В. О движении космического аппарата с солнечным парусом вдоль троса, закрепленного на двух гелиоцентрических космических станциях // 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (21-25 ноября 2022): тезисы докладов. – М.: Изд-во «Перо», 2022. С. 383-384.
17. JAXA. IKAROS Small Scale Solar Powered Sail Demonstration Satellite. 2010. URL: <http://www.isas.jaxa.jp/en/missions/spacecraft/current/ikaros.html>
18. Les Johnson, Mark Whorton, Andy Heaton, Robin Pinson, Greg Laue, Charles Adams. NanoSail: A solar sail demonstration mission // Acta Astronautica. 2011. V. 68, No. 5-6. P. 555-650. DOI: [10.1016/j.actaastro.2010.02.008](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.02.008)
19. The Planetary Society. LightSail 2 completes mission with atmospheric reentry. URL: <https://www.planetary.org/articles/lightsail-2-completes-mission>
20. NASA. Solar Sail Demonstrator ('Sunjammer'). 2017. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/tm/solarsail/index.html

References

1. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigatelei* (Theory of rocket engines). Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 464 p.
2. Beletskii V.V. *Ocherki o dvizhenii kosmicheskikh tel* (Essays on the Motion of Celestial Bodies), Moscow: URSS Publ., 2017. 432 p.
3. Polyakhova E.N. *Kosmicheskii polet s solnechnym parusom* (Space Flight with Solar Sail). Moscow: URSS Publ., 2010. 302 p.
4. Rozhkov M.A., Starinova O.L. Optimization of Solar-Sail Control When a Vehicle Moves along Cyclic Heliocentric Trajectories. *Cosmic Research*. 2023. V. 61, No. 6. P. 534-543. DOI: [10.1134/S0010952523700430](https://doi.org/10.1134/S0010952523700430)
5. Shmyrov V.A. Stabilization of the Controlled Orbital Movement of a Space Vehicle Bourhood of Collinear Libration Point L1. *Vestnik Sankt-Peterburgskogo universiteta. Ser. Prikladnaya matematika. Informatika. Protsessy upravleniya*. 2005. No. 2. P. 193-199. (In Russ.)
6. Shimanchuk D.V., Shmyrov A.S., Shmyrov V.A. Controlled Motion of a Solar Sail in the Vicinity of a Collinear Libration Point. *Pis'ma v astronomicheskii zhurnal*. 2020. V. 4, No. 3. P. 193-200. (In Russ.). DOI: [10.31857/S0320010820030055](https://doi.org/10.31857/S0320010820030055)
7. Avdyushkin A.N. On parametric resonance near the libration point L1 of a planar restricted photogravitational three-body problem. *Trudy MAI*. 2022. No. 126. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168989>. DOI: [10.34759/trd-2022-126-03](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-03)

8. Aslanov V.S., Neryadovskaya D.V. A tether system at the L1, L2 collinear libration points of the mars-phobos system. *Trudy MAI*. 2022. No. 122. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=163923>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-02](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-02)
9. Makarenkova N.A. Solar sail spatial position control. *Trudy MAI*. 2017. No. 94. (In Russ.). URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=81044>
10. Rodnikov A.V. Coastal navigation by a solar sail. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*. 2020. V. 868, P. 012021. DOI: [10.1088/1757-899X/868/1/012021](https://doi.org/10.1088/1757-899X/868/1/012021)
11. Rodnikov A.V. On Relative Motion via a Solar sail. *Academic Space Conference: Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists - Pioneers of Space Exploration*. 2021. V. 2318 (1), P. 110020. DOI: [10.1063/5.0035755](https://doi.org/10.1063/5.0035755)
12. Ledkov A.S., Dyukov D.I. Research of chaotic motion of the spacecraft with a tether making small oscillations about a local vertical. *Trudy MAI*. 2012. No. 61. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35644>
13. Rodnikov A.V. Existence of Nonimpact Motions Along a Wire Rope Fixed to an Extended Spacecraft. *Kosmicheskie issledovaniya*. 2006. V. 44, No. 6. P. 553-560. (In Russ.).
14. Rodnikov A.V., Krasil'nikov P.S. On spacial motions of an orbital tethered system *Nelineinaya dinamika*. 2017. V. 13, No. 4. P. 505–518. (In Russ.). DOI: [10.20537/nd1704004](https://doi.org/10.20537/nd1704004)

15. Vaskova V.S., Rodnikov A.V. On a Sailed Spacecraft Motion along a Handrail Fixed to Two Heliocentric Space Stations. *Russian Journal of Nonlinear Dynamics*. 2023. V. 19, No. 3. P. 359-370. DOI: [10.20537/nd230802](https://doi.org/10.20537/nd230802)
16. Vas'kova V.S., Rodnikov A.V. On a Sailed Spacecraft Motion along a Handrail Fixed to Two Heliocentric Space Stations. *21-ya Mezhdunarodnaya konferentsiya «Aviatsiya i kosmonavtika»* (November, 21-25, 2022): tezisы dokladov. Moscow: «PerO» Publ., 2022. P. 383-384.
17. JAXA. *IKAROS Small Scale Solar Powered Sail Demonstration Satellite*. 2010. URL: <http://www.isas.jaxa.jp/en/missions/spacecraft/current/ikaros.html>
18. Les Johnson, Mark Whorton, Andy Heaton, Robin Pinson, Greg Laue, Charles Adams. NanoSail: A solar sail demonstration mission. *Acta Astronautica*. 2011. V. 68, No. 5-6. P. 555-650. DOI: [10.1016/j.actaastro.2010.02.008](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.02.008)
19. *The Planetary Society*. *LightSail 2 completes mission with atmospheric reentry*. URL: <https://www.planetary.org/articles/lightsail-2-completes-mission>
20. NASA. *Solar Sail Demonstrator ('Sunjammer')*. 2017. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/tdm/solarsail/index.html

Статья поступила в редакцию 12.04.2024

Одобрена после рецензирования 23.10.2024

Принята к публикации 25.12.2024

The article was submitted on 12.04.2024; approved after reviewing on 23.10.2024; accepted for publication on 25.12.2024