



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 15 за 2026 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

Д.Г. Перепухов

Прошлое, настоящее и
будущее солнечных парусов

Статья доступна по лицензии
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Перепухов Д.Г. Прошлое, настоящее и будущее солнечных парусов // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2026. № 15. 36 с.
EDN: [GPRQPH](https://doi.org/10.26907/2071-2898.2026.15.36)
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2026-15>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
Российской академии наук**

Д.Г. Перепухов

**Прошлое, настоящее и будущее
солнечных парусов**

Москва — 2026

Перепухов Д.Г.

Прошлое, настоящее и будущее солнечных парусов

Солнечные паруса – это технология, которая недавно была фантастикой, а сегодня уже является реальностью. С помощью солнечных парусов, теоретически, можно управлять движением космических аппаратов совершенно без затрат топлива, так как топливом для солнечных парусов являются фотоны света, которые излучает Солнце. Более того, солнечные паруса порой открывают возможности, которые практически недостижимы при применении классических реактивных двигателей. Тем не менее, несмотря на большой потенциал солнечных парусов и на то, что уже было запущено несколько демонстрационных миссий с солнечными парусами, технология солнечных парусов вызывает также и обоснованный скептицизм, а некоторые о ней даже и не слышали. *Текущая работа* носит обзорный характер и нацелена на то, чтобы без углубления в технические детали дать представление о том, чем на самом деле сегодня является солнечный парус, как развивалась технология, из каких компонентов она состоит и чего можно ожидать от неё в будущем. Для этого приводится подробный исторический обзор пути становления технологии солнечных парусов и осуществлённых миссий, приводятся потенциальные направления применения парусов, а также обсуждаются те технологические и научные вызовы, что возникают при проектировании миссий с солнечными парусами. В конце автор даёт оценку текущему состоянию развития технологии солнечного паруса и её перспектив.

Ключевые слова: солнечный парус, обзор, история, миссия, технологии, вызовы, перспективы

Denis Glebovich Perepukhov

Past, present, and future of solar sailing

Solar sailing is a technology that has transitioned from science fiction to reality. Solar sails theoretically allow one to control a spacecraft without propellant expenditure, as it utilizes photons emitted by the Sun as fuel. Moreover, solar sails also unlock specific destinations that are unattainable with conventional rocket engines. Despite their significant potential and the successful launch of several demonstrator missions, solar sails also face justified skepticism, and some have not even heard of it. *The purpose of this review* is to provide a comprehensive view on the current state and prospects of solar sailing, as well as on its historical development and key technological components, without diving into technical details. For this a detailed historical overview is provided of how the idea of solar sailing has evolved and of what missions have been launched. The overview is complemented with a discussion of potential application areas and technological & scientific challenges of solar sails. In conclusion, the author offers an assessment of the current developmental status and future potential of solar sail technology.

Keywords: solar sail, review, history, mission, technology, challenges, prospects

Введение

Солнечный парус – это активно развивающаяся технология для освоения космоса, которая перешла из раздела научной фантастики в раздел реальных технологий на рубеже XX и XXI веков. Сегодня большинство учёных, занимающихся освоением космоса, слышали про солнечный парус, однако отношение к этой технологии у всех сильно различается: некоторые придерживаются крайне оптимистичных взглядов, в чём-то пересекаясь с фантастами; некоторые, наоборот, чрезмерно скептически относятся к ним и считают их применение нереалистичным; другие, занимающиеся разработкой и созданием солнечных парусов, имеют более-менее реалистичные, умеренные ожидания от этой технологии; а кто-то просто ограничивается знанием, что такая технология существует. Все упомянутые взгляды, конечно же, имеют право на существование. Если же говорить о реальных разработках, миссиях, инвестициях, то для формирования мнения и принятия решений важно иметь реалистичное представление о технологии солнечного паруса, основанное на научных данных и практическом опыте.

Цель работы – дать представление о том, чем на самом деле сегодня является солнечный парус, как развивалась технология, из каких компонентов она состоит, что уже было (и не было) достигнуто в рамках её развития и чего стоит ожидать от неё в будущем. Упор сделан на исторический обзор миссий с солнечным парусом и на пути становления технологии, а также на потенциальные направления применения солнечных парусов. Также обсуждаются отдельные технические аспекты (механизмы развёртывания, создание отражающих мембран, методы управления, и т.д.), важные для формирования всестороннего взгляда на технологию солнечного паруса. Всё это делается на простом языке без углубления в технические детали и расчёты.

За последний век было опубликовано большое количество работ, в том числе обзорных, касающихся солнечных парусов. Так, монографии [9, 61] считаются «классикой» и фактически являются «учебниками» по солнечным парусам, а в работах [18, 69, 83, 39] можно найти подробную информацию и всесторонний анализ различных аспектов развития и применения солнечных парусов. Обзор [18] посвящён не столько солнечным парусам, сколько технологии космических парусов в целом (солнечные, лазерно-солнечные, атмосферные, магнитные, электрические и т.д.), в нём обсуждаются исторические аспекты, текущее состояние технологий, синергии между различными типами парусов, приводятся данные по существующим сегодня планам космических агентств в части космических парусов. Работа [69] является наиболее «близкой» к настоящей работе. В ней обсуждаются практически все аспекты миссий с солнечными парусами. Обзоры [83, 39] сфокусированы на конкретных технических аспектах миссий с солнечными парусами. В [83] рассматриваются: существующие предложения касательно геометрии солнечных парусов, методы упаковки парусов, условия их функционирования, тестирование парусов в наземных лабораториях, обсуждаются потребности в развитии технологий. Работа [39] посвящена математическим вопросам полёта с солнечным парусом – построению перелётных траекторий и некеплеровых орбит, управлению угловым движением солнечных парусов, структурной динамике парусов.

В настоящем обзоре сделана попытка объединить исторические и технические аспекты для формирования целостного взгляда. От монографий же работа отличается, во-первых, объёмом, во-вторых, отсутствием технических деталей и выкладок,

в-третьих, наличием новой информации, появившейся с момента написания монографий.

Структура работы такова, что каждый раздел можно читать независимо от других разделов. Исключением является раздел I, в котором описывается принцип работы солнечных парусов и вводится понятие *характеристического ускорения*, используемое в других разделах. В разделе II изложена история развития и становления идеи солнечных парусов – от научных фантастов до первых серьёзных научных работ. В разделе III рассказывается обо всех осуществлённых на сегодняшний день миссиях с солнечными парусами. В разделе IV обсуждаются направления освоения и исследования космоса, в которых солнечные паруса могут оказаться полезны или даже незаменимы. Раздел V посвящён всестороннему обзору технических и математических проблем проектирования миссий с солнечными парусами. В разделе VI излагается взгляд автора на текущее состояние и будущее солнечных парусов. Заключение кратко резюмирует работу.

I. Принцип работы солнечного паруса

Обычный морской парус создаёт тягу за счёт того, обменивается импульсом с набегающим потоком воздуха. Солнечный парус работает аналогичным образом, однако вместо сплошного потока воздуха – разреженный поток фотонов, излучённых Солнцем. Поэтому солнечные паруса делают из хорошо отражающих свет материалов. Парус должен иметь как можно большую площадь и быть лёгким. В результате солнечный парус представляет собой, грубо говоря, большой кусок тонкой фольги, который каким-то образом натянут и прикреплен к космическому аппарату. Конечно, на практике используют не фольгу, а более подходящие для космоса материалы, например, алюминизированный каптон.

Чтобы рассчитать тягу, которую создаёт солнечный парус, рассмотрим простую модель (рис. 1). Солнечный парус считается плоским зеркально отражающим, его площадь равна A , масса всего аппарата вместе с парусом равна m . Одна сторона паруса является отражающей (рабочая) и зеркально отражает все падающие на неё фотоны¹, а другая является излучающей (охлаждающая) и должна всегда оставаться в тени; ориентация паруса задаётся единичным вектором \mathbf{n} , который является нормалью к излучающей стороне паруса. Расстояние r от Солнца до паруса значительно превосходит размеры паруса и Солнца, потому считаем, что все фотоны, падающие на парус, распространяются в направлении, задаваемом вектором $\mathbf{e}_1 := \mathbf{r}/r$, где \mathbf{r} есть радиус-вектор паруса относительно Солнца. Символом $\alpha_{\mathbf{n}}$ будем при этом обозначать угол между векторами \mathbf{n} и \mathbf{e}_1 .

Энергия W , которую за единицу времени переносят фотоны, проходящие через единичную площадку, ориентированную ортогонально \mathbf{e}_1 , зависит от расстояния до Солнца. Если считать Солнце точечным источником света, то

$$W(r) = W(1 \text{ а. е.}) \cdot \left(\frac{1 \text{ а. е.}}{r}\right)^2,$$

¹ Строго говоря, падающие фотоны могут отражаться зеркально, отражаться диффузно и поглощаться. Эти эффекты учитываются в более сложных моделях работы паруса, однако в настоящей работе мы ограничимся рассмотрением самой простой модели, в которой присутствует только зеркальное отражение.

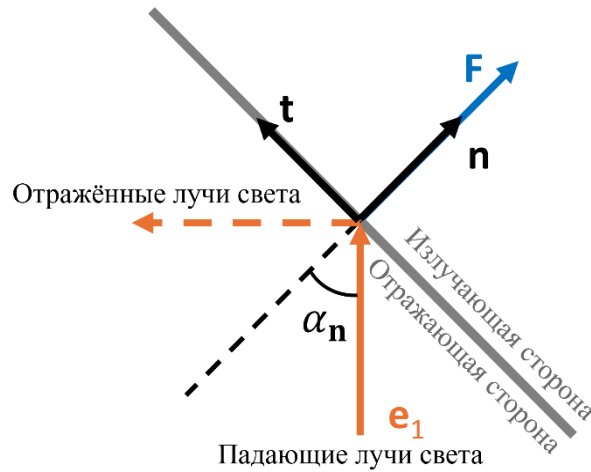


Рис. 1. Схема работы плоского зеркального солнечного паруса. Серым изображено полотно паруса, оранжевым изображено направление распространения лучей света, чёрным – нормаль \mathbf{n} излучающей стороны паруса и касательный вектор \mathbf{t} , синим – суммарная сила светового давления \mathbf{F} .

где $W(1 \text{ а. е.})$ – та же энергия на расстоянии в одну астрономическую единицу (а.е.) от Солнца, то есть на орбите Земли. Величина $W(1 \text{ а. е.})$, называемая солнечной постоянной, известна из экспериментальных измерений и равна примерно 1360 Вт/м^2 (учитывается весь спектр излучения Солнца). Зная $W(r)$, можно вычислить величину импульса, переносимого фотонами света за единицу времени через единичную площадку, ориентированную ортогонально \mathbf{e}_1 :

$$P(r) = \frac{W(r)}{c} = P(1 \text{ а. е.}) \cdot \left(\frac{1 \text{ а. е.}}{r}\right)^2,$$

где c – скорость света и $P(1 \text{ а. е.}) \approx 4.5 \text{ мкН/м}^2$.

Используя все представленные выше величины, а также учитывая зеркальный характер отражения фотонов от поверхности паруса, суммарную силу светового давления, действующую на парус, можно выразить как

$$\mathbf{F}(r, \mathbf{e}_1, \mathbf{n}) = 2P(r)A \cos^2 \alpha_n \mathbf{n} = 2P(r)A(\mathbf{e}_1 \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n}.$$

Сюда $\cos \alpha_n$ входит во второй степени, так как отвечает и за проецирование импульса фотонов на направление, задаваемое вектором \mathbf{n} , и за проецирование площади паруса на плоскость, ортогональную \mathbf{e}_1 (эффективная площадь равна $A \cos \alpha_n$).

Тогда, как следует из второго закона Ньютона, действующая на солнечный парус сила будет вызывать ускорение центра масс всего космического аппарата, равное

$$\mathbf{a}(r, \mathbf{e}_1, \mathbf{n}) = 2P(r) \frac{A}{m} \cos^2 \alpha_n \mathbf{n} = \frac{2P(r)}{\sigma} \cos^2 \alpha_n \mathbf{n}. \quad (1)$$

Величина $\sigma := m/A$, измеряемая в г/м^2 , называется *нагрузкой паруса* и является ключевой инженерной величиной, которая определяет эффективность аппарата с солнечным парусом: чем меньше нагрузка, тем большей тягой обладает парусник. Обратная же к σ величина называется *парусностью* аппарата с солнечным парусом. Важно отметить, что масса m , входящая в определение нагрузки паруса – это масса всего космического аппарата, а не только паруса.

Чтобы абстрагироваться от инженерных величин, вводят также понятие *характеристического ускорения* солнечного парусника, обозначаемого $a_{\text{хар}}$ или a_c . Характеристическое ускорение аппарата с солнечным парусом определяется как максимальная величина ускорения, которое может сообщить аппарату парус на расстоянии 1 а.е. от Солнца. В модели плоского зеркального солнечного паруса характеристическое ускорение рассчитывается по формуле

$$a_c = 2 \frac{P(1 \text{ а. е.})}{\sigma}$$

Единицы измерения характеристического ускорения – $\text{мм}/\text{с}^2$. Для удобства сопоставления характеристического ускорения и нагрузки паруса представлен рис. 2. На текущий момент все запущенные аппараты с солнечным парусом имели характеристические ускорения не более $0.06 \text{ мм}/\text{с}^2$. Для сравнения², ускорение от гравитационного притяжения Солнца на расстоянии в 1 а.е. равно примерно $6 \text{ мм}/\text{с}^2$. Используя характеристическое ускорение, формулу (1) можно представить в виде

$$\mathbf{a} = a_c \left(\frac{1 \text{ а. е.}}{r} \right)^2 \cos^2 \alpha_n \mathbf{n}.$$

Оперируя понятием характеристического ускорения, можно оценивать возможности аппаратов с солнечными парусами, не привязываясь к их размерам и конструкции, что является крайне удобным на этапе предварительного проектирования миссий. В тексте именно характеристическое ускорение будет чаще всего использоваться для численного описания эффективности аппаратов с солнечными парусами.

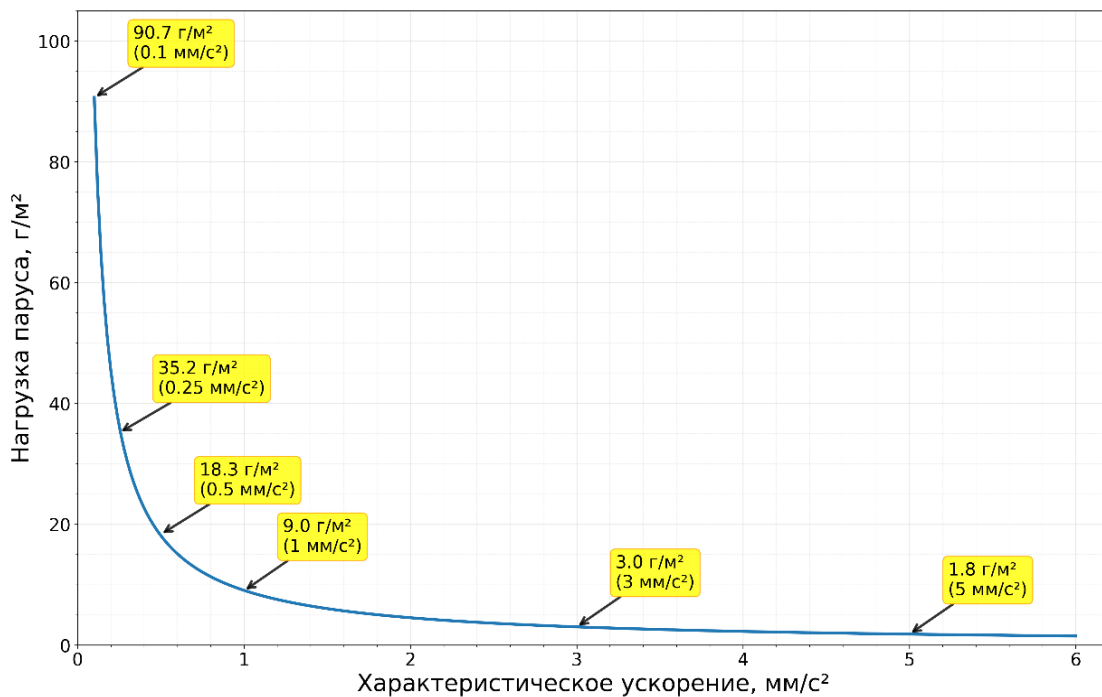


Рис. 2. Нагрузка паруса как функция характеристического ускорения (модель плоского идеально зеркального паруса)

² Величину $\beta = a_c / (6 \text{ мм}/\text{с}^2)$ называют *лёгкостью* аппарата с солнечным парусом.

Представленной информации достаточно для понимания идеи солнечного паруса, а также для ориентирования в терминах, которые используются в тексте. Стоит, однако, отметить, что в реальности паруса не являются ни плоскими, ни зеркально отражающими, да и Солнце отлично от точечного источника. Для более точного описания динамики движения солнечных парусников применяются более сложные модели, описание которых можно найти в [61, 77, 52].

II. История идеи солнечных парусов

Рождение идеи

Впервые гипотезу о том, что солнечный свет оказывает давление на тела, в 1619 году высказал немецкий учёный Иоганн Кеплер. Наблюдая кометы, он заметил, что их хвост всегда направлен от Солнца, из чего сделал предположение о наличии некой «силы», которая отталкивает хвост кометы от Солнца [49]. Затем в 1873 году, более чем через 200 лет, шотландский учёный Джеймс Максвелл, основываясь на своих теоретических выкладках, сделал вывод, что свет, будучи электромагнитной волной, имеет импульс и оказывает давление на любую поверхность, с которой вступает во взаимодействие [60]. Экспериментальное же подтверждение того, что свет оказывает давление на твёрдые тела, получил российский учёный Пётр Лебедев в 1900 году [53], проведя эксперимент с крутильным маятником в вакуумной камере и сыскав на этом мировую известность (позже он также показал, что свет оказывает давление и на газы, подтвердив гипотезу Кеплера).

Первые же идеи о практическом применении эффекта светового давления для передвижения в космосе принадлежат, как часто бывает, научным фантастам. Ещё Жюль Верн в своём романе 1856 года «From the Earth to the Moon» (в оригинале «De la terre à la lune») упоминал идею о космическом корабле, приводимом в движение лучами света [48, гл. 19]: «Is it not evident, then, I ask you, that there will some day appear velocities far greater than these, of which light or electricity will probably be the mechanical agent?». Другим известным произведением, предсказывающим технологии солнечных парусов, стал приключенческий роман «Вокруг Солнца» (часть цикла «Les aventures extraordinaires d'un savant russe»), написанный в 1889 году Жоржем Ле Фором и Анри де Граффиньи. В нём они писали о космических кораблях, приводимых в движение с помощью отражения света [7, гл. 5]: «Извольте, я выскажусь яснее. Свет есть не что иное, как колебание эфира. Так? Прекрасно. Теперь предположим, что значительное количество таких колебаний отражено при помощи огромного зеркала, прямо по направлению к Венере, что тогда выйдет? Конечно, световые волны со страшной скоростью понесутся в пространстве и достигнут Венеры. Обитатели Луны пользуются этим, чтобы передавать звуки своего голоса, а мы воспользуемся, чтобы перенестись самим».

Первые более-менее реалистичные идеи использования солнечных парусов приписывают ученику Циолковского известному российскому и советскому учёному – пионеру ракетной техники Фридриху Цандеру. В своей работе 1924 года [14] он предложил идею «космического самолёта» для межпланетных полётов, который бы поднимался в плотных слоях земной атмосферы как аэроплан, далее выводился бы в космос ракетным двигателем, а в самом космосе маневрировал бы за счёт зеркал (или пылинок), отражающих солнечный свет: «Если солнечный свет упадет на зеркало,

экран или пылинки, он произведет на них определенное давление. При огромных расстояниях, с которыми мы имеем дело в межпланетных пространствах, малые силы дают сравнительно большие скорости полета». Построить такой аппарат, однако, в то время было невозможно в силу технических ограничений (да и в наше время это непросто), и идея Цандера не была воплощена в жизнь. Стоит, однако, отметить, что данный концепт, за вычетом пылинок и этапа полёта в атмосфере, фактически совпадает с тем, что сегодня понимают под солнечным парусом.

Развитие идеи

После некоторого «взлёта» общемировой интерес к солнечным парусам утих до примерно 1950 года, пока о них не начали писать в американской научно-фантастической литературе. Первым американским автором, предложившим использовать световое давление для перемещения в космосе, был Карл Уайли (писал под псевдонимом Russel Saunders), опубликовавший в 1951 году в журнале *Astounding Science Fiction* статью [81], в которой подробно и с техническими деталями обсуждал дизайн реалистичного солнечного паруса. Независимо от Уайли, в 1958 году инженер IBM Ричард Гарвин опубликовал научную статью [38], где оценил (очень оптимистично) возможности солнечного паруса. По его расчётам, используя «достаточно примитивный» солнечный парус, можно было бы долететь от Земли до Венеры и обратно менее чем за год. Также в этой работе Гарвин впервые ввёл термин «солнечный парус».

Большой вклад в популяризацию идеи солнечного паруса внёс британский писатель Артур Кларк, опубликовав в 1964 году короткий научно-фантастический рассказ «Sunjammer» (также встречается под названием «The Wind from the Sun») [26], в котором главный герой участвует в гонке к Луне на «космических яхтах» с огромными солнечными парусами. Читатели хорошо встретили рассказ, он был включён в антологию лучших научно-фантастических произведений «World's Best Science Fiction: 1966» и со временем стал классическим. Рассказ, ставший для многих первым знакомством с идеей солнечного паруса, вдохновил большое количество учёных и инженеров и запустил новую волну развития идеи солнечного паруса.

Первым реальным проектом, в котором всерьёз рассматривалась возможность применения солнечного паруса, стала миссия к комете Галлея, которая разрабатывалась в NASA в 70-х годах двадцатого столетия. Его история детально описана в [61], здесь же отметим лишь то, что проект аппарата с солнечным парусом конкурировал с проектом аппарата с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ), из-за чего тогда в NASA возникло две «противоборствующие» группы. Основным преимуществом солнечного паруса было то, что он, в теории, позволял достичь кометы Галлея всего за 4 года, в то время как аппарату с ЭРДУ потребовалось бы 7-8 лет (встреча с кометой предполагалась в перигелии её орбиты), что соответствующим образом влияло на сроки создания аппарата. Однако проекту с солнечным парусом было не суждено воплотиться в жизнь – в сентябре 1977 года NASA отбросило идею использовать солнечный парус и решило финансировать проект, предлагающий использовать ЭРДУ. Решение было обосновано большим шансом успеха миссии.

Вскоре, однако, проект с ЭРДУ также был отменён, причина тому – рост оценок стоимости³.

Работы, проводившиеся NASA над проектом солнечного паруса для встречи с кометой Галлея, стимулировали интерес к солнечным парусам во всём мире. Одним из наиболее важных следствий этого стало учреждение в 1979 году организации World Space Foundation в Калифорнии (США) и в 1981 году организации Union pour la Promotion de la Propulsion Photonique (U3P) в Тулузе (Франция), которые до сих пор функционируют. Обе эти организации, к которым в 1982 году присоединилась японская Solar Sail Union of Japan (SSUJ), активно работали в течение многих лет, развивая и распространяя идею солнечного паруса.

Следующим проектом, в рамках которого планировалось создать аппараты с солнечными парусами, стала гонка к Марсу [61, 8, 3]. В 1989 году Юбилейный комитет Конгресса США в честь приближающегося 500-летия со дня открытия Колумбом Америки объявил международный конкурс по созданию солнечных парусников, которые должны были отправиться наперегонки к Марсу. Начало гонки было запланировано на 1992 год, её длительность оценивалась в 500 дней. О своём участии заявили команды из Китая, Японии, Италии, Великобритании, Канады, США и СССР. Представлять Советский Союз выпала честь специально созданному Консорциуму «Космическая регата», состоящему из сотрудников НПО «Энергия» и АО «Долгопрудненское конструкторское бюро автоматики». Его первым генеральным директором стал член-корреспондент РАН Владимир Сыромятников, который и «привёз» идею участия в этой гонке [3]. Сталкиваясь с различными техническими и экономическими трудностями, участники выбывали один за одним. Одной из немногих команд, которая довела проект до конца, стала команда из СССР. Более того, советский солнечный парус (точнее, его концепт) оказался лучшим среди всех предложенных проектов и получил наивысшую оценку жюри. Однако гонка так и не состоялась: организаторы не смогли найти финансирование. Возможно, дело было в том, что ожидаемая продолжительность гонки была значительно больше, чем период, в течение которого широкая аудитория была готова следить за событием, что ограничивало возможности для спонсорства [61].

Несмотря на то что гонка не состоялась, она существенно подстегнула научное и инженерное сообщества, дав новый толчок развитию солнечных парусов. К тому же отечественные наработки по солнечному парусу не были утеряны и нашли своё применение в рамках уже российской миссии «Знамя-2».

III. Становление солнечных парусов: обзор миссий

Знамя-2 (1993)

Предтечей солнечных парусов и первым проектом, в рамках которого в космосе была развёрнута тонкоплёночная конструкция большой площади, стал российский эксперимент «Знамя-2». В рамках эксперимента 4 февраля 1993 года на борту грузового космического корабля «Прогресс М-15» с помощью центробежных сил была развёрнута 20-метровая (в диаметре) тонкоплёночная конструкция (рис. 3), состоявшая

³ Несмотря на отмену планов NASA по встрече с кометой Галлея, она таки была перехвачена космическими аппаратами СССР («Вега-1» и «Вега-2»), Японии («Суйсей» и «Сакигакэ») и Европейского Союза («Джотто»), эти пять аппаратов часто называют «армадой Галлея».

из восьми лопастей и имевшая суммарную площадь около 300 м² [69]. Эксперимент являлся практической реализацией идеи создания солнечного паруса, разработанных Консорциумом «Космическая регата» для гонки к Марсу. Целями эксперимента являлись [12]: валидация концепции всей системы, исследование устойчивости и определение численных характеристик системы, проверка способов управления гибкой конструкцией в космосе, проведение эксперимента «Новый свет» по освещению Земли в ночное время. Важно отметить, что хоть такая тонкоплёночная конструкция по факту и являлась солнечным парусом, эксперимент не был нацелен на демонстрацию возможности создания тяги с помощью отражения света. Главной задачей эксперимента являлась проверка возможности освещения ночной стороны Земли из космоса, то есть развёрнутая конструкция использовалась как большой рефлектор, а не как солнечный парус. Надежда Татарникова, некогда главный конструктор Долгопрудненского конструкторского бюро автоматики, по этому поводу говорила [3]: «Деньги мы получили именно на разработку солнечного зайчика. Это одна и та же разработка [что и парус], просто под солнечный зайчик давали деньги, а под парус нет».

Эксперимент оказался удачным: была успешно развёрнута тонкоплёночная конструкция, впервые в истории было выполнено искусственное освещение Земли из космоса [12] – перед рассветом через западную Европу со скоростью около 8 км/сек пролетело световое пятно диаметром около 5 км, оно было видно в течение 6 минут (наблюдения вели космонавты со станции «Мир»). Несмотря на облачную погоду, многие люди из разных стран (Франция, Германия, Польша, Чехословакия) сообщали о вспышке света из космоса. Метеорологи со станции в Альпах измерили видимую яркость солнечного отражателя, которая оказалась сопоставима с яркостью полной Луны. После окончания эксперимента лопасти тонкоплёночной конструкции отделили от корабля «Прогресс», впоследствии они сгорели в атмосфере.



Рис. 3. Фото развёрнутой тонкоплёночной конструкции эксперимента «Знамя-2» со станции Мир. Фото: ПАО «РКК Энергия».

В 1999 году была предпринята попытка провести новый эксперимент «Знамя-2.5», в рамках которого также должен был быть развёрнут космический отражатель, но с немного другой конструкцией и большими размерами (диаметр 25 метров). Однако из-за технической ошибки полотно отражателя при развёртывании зацепилось за антенну и порвалось, эксперимент провалился. После неудачи финансирование научной программы было прекращено и более экспериментов из серии «Знамя» не состоялось. Утверждается, однако, что система развёртывания тонкоплёночной конструкции была сохранена и при возобновлении финансирования возможно возобновление экспериментов [12].

Несмотря на то что эксперимент «Знамя-2» (и «Знамя-2.5») не совсем корректно называть экспериментом по демонстрации солнечного паруса – это был отражатель, – он является важной вехой в истории развития солнечного паруса, так как показал практическую возможность развернуть в космосе конструкцию большой площади из тонкой плёнки.

Стоит также отметить, что в мае 1996 года США проводили эксперимент «Inflatable Antenna Experiment», в рамках которого также была полууспешно развёрнута надувная радиоантенна диаметром 14 метров [61]. Хотя этот проект и не был напрямую связан с солнечными парусами, технология надувных конструкций в дальнейшем нашла своё применение и в миссиях аппаратов с солнечными парусами – в этом данный эксперимент схож с отечественным «Знаменем».

Космос-1 (2005)

Первой же попыткой развернуть в космосе именно солнечный парус стал американо-российский проект «Космос-1». Целью проекта являлась демонстрация возможности использования солнечного паруса для управления движением космического аппарата. Для этого планировалось увеличить большую полуось орбиты аппарата, используя только солнечный парус. Проект был инициирован американской организацией The Planetary Society при софинансировании американскими организациями Cosmos Studios и The Arts and Entertainment Network. Создание аппарата при этом происходило в России, его проектировали и собирали сотрудники ИКИ РАН совместно с Научно-испытательным Центром имени Г.Н. Бабакина [37].

В рамках проекта был создан малый космический аппарат массой 98 кг, из которых 44 кг приходилось на орбитальную платформу и 54 кг на парусную систему. Парусная система, суммарной площадью 600 м², состояла из восьми лопастей, каждая из которых включала в себя надувную трубу, при наполнении воздухом растягивающую тонкое полотно паруса (алюминизированный майлар толщиной 5 микрометров) [37, 74]. На рис. 4 представлено изображение всей парусной системы и фото одной из лопастей во время испытаний. Аппарат планировалось вывести на геоцентрическую околокруговую орбиту с наклоном 78° и высотой перицентра 832 км (достаточно высоко, чтобы на аппарат не влияла атмосфера Земли). Запуск прототипа всего с двумя лопастями состоялся 20 июля 2001 года с борта российской атомной подводной лодки «Борисоглебск» с помощью ракеты-носителя «Волна». Однако не произошло расчётного отделения аппарата от ракеты, и вскоре они вместе затонули в океане. Несмотря на неудачу первого запуска, 21 июня 2005 года была предпринята попытка запуска уже цельного аппарата всё той же ракетой «Волна». К несчастью, и в этот раз запуск оказался неудачным ввиду самопроизвольного прекращения работы

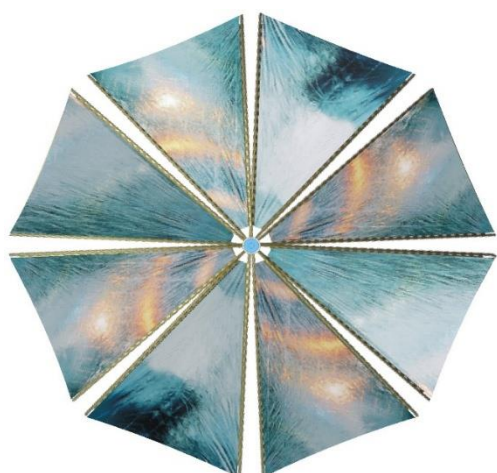


Рис. 4. Общий вид парусной системы «Космос-1» (слева) и фотография одной из лопастей во время проведения тестов (справа) [37, 74].

первой ступени ракеты-носителя. Вторая неудача положила конец проекту, новые аппараты более не создавались и не запускались.

IKAROS (2010)

Первой успешной миссией по демонстрации возможностей солнечного паруса стала всемирно известная межпланетная миссия «IKAROS» Японского космического агентства (JAXA). Целями миссии являлись: демонстрация технологии раскрытия солнечного паруса в космосе, проверка возможности создания тяги с помощью солнечного паруса, демонстрация методов навигации и управления аппаратом с солнечным парусом, демонстрация технологии генерации электричества с помощью встроенных в парус солнечных панелей [93].

В рамках миссии был создан малый космический аппарат массой 310 кг, из которых 20 кг приходилось на топливо и 15 кг на парусную систему. Парусная система (рис. 5) представляла собой квадратный парус площадью 200 м² со встроенными в него фотоэлектрическими элементами (солнечными панелями) и элементами для управления отражательной способностью сегментов паруса. Раскрытие и стабилизация паруса осуществлялись с помощью центробежных сил. Для этого на концах паруса были закреплены специальные грузики. Аппарат был запущен 21 мая 2010 года в качестве попутной нагрузки вместе с аппаратом «AKATSUKI» (также именовался «Planet-C»), который являлся основной нагрузкой и должен был выйти на орбиту вокруг Венеры для изучения её атмосферы. Оба аппарата были успешно выведены на гелиоцентрическую траекторию и направлены к Венере. После отделения от разгонного блока начался этап проверки систем и раскрытия паруса.

По завершении операций по раскрытию и проверке паруса были получены фотографии паруса в раскрытом состоянии и подтверждена генерация электричества встроенными в парус фотоэлектрическими элементами. Затем начались эксперименты по проверке работоспособности паруса и по демонстрации возможностей управления

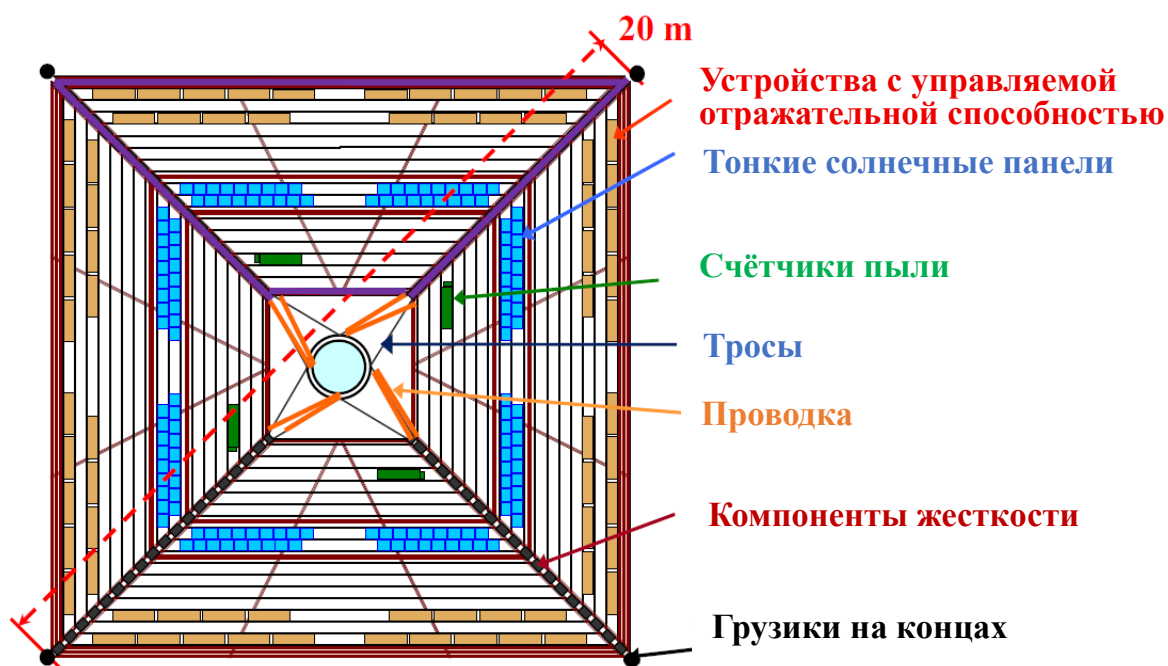


Рис. 5. Схема паруса миссии «IKAROS» [93].

парусом [93, 64]. Все эти тесты были успешно пройдены – впервые в истории навигационные измерения показали, что аппарат и правда испытывал ускорение, которое не должно возникать, если не учитывать световое давление. С помощью элементов, регулирующих отражательную способность некоторых сегментов паруса, было осуществлено управление угловым движением космического аппарата. С помощью солнечного паруса были изменены условия пролёта аппаратом Венеры: основной аппарат «AKATSUKI» осуществил пролёт над дневной стороной, а «IKAROS», изначально летевший по той же траектории, что и «AKATSUKI», пролетел над ночной стороной на расстоянии 80 800 км.

На этом этапе все основные задачи были выполнены, миссия достигла полного успеха и даже была продлена для проведения дополнительных экспериментов. В рамках этих экспериментов осуществлялось изменение направления вращения аппарата (чтобы изучить динамику паруса при таких манёврах), а также осуществлялось погружение аппарата в режим гибернации и вывод его из этого режима. Особенно примечателен результат эксперимента с погружением аппарата в гибернацию. Переход в этот режим был вынужденным, так как в силу естественной динамики солнечного паруса аппарат «отворачивался» от Солнца и его солнечные панели не могли собирать достаточное количество энергии. Поэтому аппарат был переведён в режим гибернации примерно на 6 месяцев (с декабря 2011 по июль 2012), а связь с ним была потеряна на 9 месяцев (до сентября 2012). Несмотря на отсутствие навигационных измерений в течение 9 месяцев, связь с аппаратом удалось восстановить, опираясь исключительно на теоретические предсказания положения и угловой ориентации. Этот эксперимент продемонстрировал практическую точность применявшихся моделей движения аппарата с солнечным парусом (как орбитального, так и углового).

Миссия IKAROS стала революцией в мире солнечных парусов. Она продемонстрировала принципиальную работоспособность концепции солнечного

паруса, а также показала, что поведение солнечных парусов типа «IKAROS» (плоский, вращающийся) хорошо описывается существующими теоретическими моделями. Помимо демонстрации фундаментальных фактов, в рамках миссии также были протестированы инновационные технологические решения, которые открыли путь для создания следующих миссий с солнечными парусами.

LightSail-1 & 2 (2015, 2019)

В продолжение неудавшегося проекта «Космос-1» The Planetary Society инициировало новый проект под названием «LightSail». Цель проекта была такой же, как и у проекта «Космос-1», – продемонстрировать возможности солнечного паруса в околоземном пространстве. Однако в этот раз было решено ограничиться 3U кубсатом массой около 5 кг. Проект начался в 2009 году, финансирование велось преимущественно на общественных началах: была запущена кампания на Kickstarter, деньги шли исключительно от участников сообщества и просто неравнодушных людей.

В 2015 году, после долгих простоев и поисков возможностей для запуска, был отправлен на орбиту первый тестовый аппарат «LightSail-1» (изначально «LightSail-A»). Несмотря на успех миссии, аппарат не продемонстрировал солнечную тягу, так как в рамках попутного запуска он был выведен на низкую околоземную орбиту (перицентр 356 км, апоцентр 705 км, наклонение 55°), из-за чего влияние солнечного светового давления на парус оказалось пренебрежимо мало по сравнению с влиянием атмосферы. Тем не менее запуск позволил протестировать все необходимые технологии, в т.ч. технологию раскрытия паруса, и набраться опыта. Полученные знания были использованы при подготовке к запуску следующего аппарата [75].

Второй аппарат, «LightSail-2», был запущен в рамках попутного запуска 25 июня 2019 года на околокруговую орбиту высотой примерно 720 км и с наклонением 24° . После выхода на орбиту и проверки всех систем был успешно раскрыт солнечный парус площадью 32 м^2 (рис. 6). Следующим этапом стала демонстрация управления движением аппарата с помощью солнечного паруса – аппарат должен был с помощью светового давления поднять апоцентр орбиты. Для этого применялась следующая стратегия управления парусом: при прохождении перицентра парус ориентировался на Солнце, чтобы получить максимум ускорения вдоль скорости, а в апоцентре, наоборот, максимально отворачивался от Солнца, чтобы минимизировать ускорение, направленное против скорости. При таком управлении эволюция высоты перицентра и апоцентра выглядела так, как представлено на рис. 7, что подтвердило факт того, что солнечный парус действительно изменял орбиту желаемым образом. На этом главная цель миссии была достигнута, и миссию объявили успешной. Более аппаратов с солнечным парусом The Planetary Society не создавало.

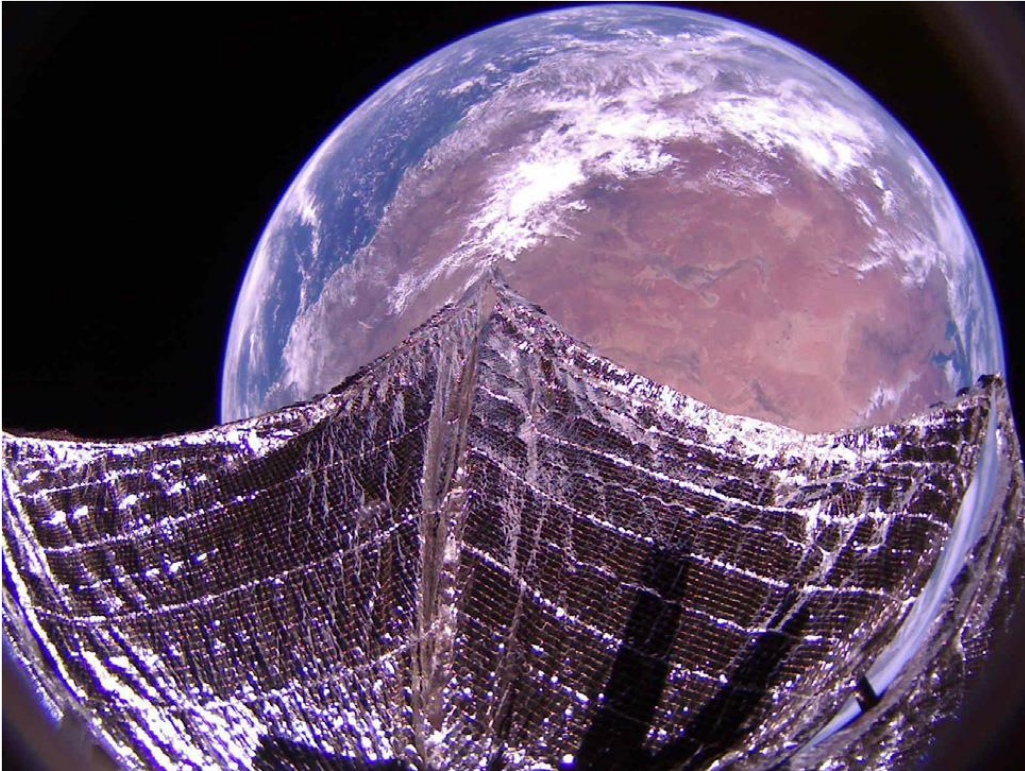


Рис. 7. Фото раскрытого паруса миссии «LightSail-2» [84].

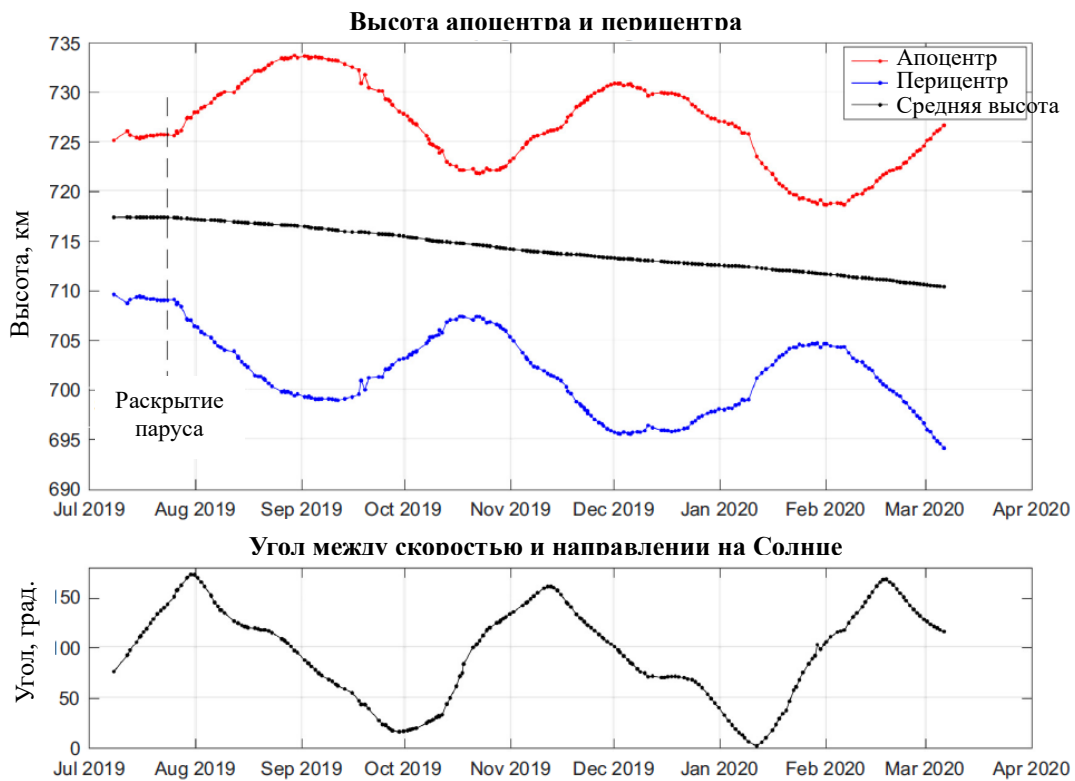


Рис. 6. Эволюция перигея, апоцентра, и угла между скоростью в перигее и направлением Солнце для аппарата «LightSail-2» [84].

NEA Scout (2022)

Первой, хоть и неудачной, попыткой применения солнечного паруса для проведения научных исследований, а не только для демонстрации технологий, стала миссия «NEA Scout» (Near Earth Asteroid Scout), разработанная NASA. Основной целью миссии являлась демонстрация возможности использования малых и недорогих космических аппаратов для исследования астероидов с использованием солнечного паруса в качестве двигательной установки. С научной же точки зрения миссия была нацелена на закрытие «пробелов» в знаниях о малых околоземных астероидах за счёт фотографирования поверхности одного из них с близкого расстояния при пролёте с достаточно малой относительной скоростью (< 20 м/с). В частности, для астероида 2020 GE, являвшегося основным запланированным объектом изучения, должны были быть изучены/уточнены следующие параметры: орбита, размер, масса и плотность, скорость вращения, морфология поверхности, особенности окружения (пыль вокруг астероида). Миссия должна была способствовать накоплению научных знаний об астероидах, необходимых для будущих миссий, а также развитию технологий малых космических аппаратов для исследования астероидов, в частности технологии солнечного паруса.

В рамках миссии был создан 6U-кубсат массой около 14 кг. Для проведения научных исследований на аппарат была установлена миниатюрная камера (массой около 400 г) для фотографирования поверхности астероида во время пролёта, которая также должна была использоваться для навигации на этапе сближения с астероидом. Для создания тяги и управления движением центра масс космического аппарата на него был установлен солнечный парус массой около 2 кг (вся система) и площадью 86 м^2 [56]. Примечательно, что в сложенном состоянии парус вместе с системой развёртывания занимал всего около двух литров объёма (рис. 8). Стоит отметить, что решение использовать солнечный парус было вызвано не просто желанием «сделать парус», а тем, что из-за малого объёма аппарата и других ограничений не было возможности использовать иные типы двигателей [56, стр. 30]. Таким образом, эта миссия должна была стать первой, в которой солнечный парус использовался бы не в демонстрационных целях, а как маршевая двигательная установка для обеспечения научных исследований.

Аппарат был запущен 16 ноября 2022 года в качестве попутной нагрузки миссии Artemis-I. По плану аппарат должен был отделиться от разгонного блока и отправиться на встречу с околоземным астероидом 2020 GE. Однако после отделения от разгонного блока связь с аппаратом не была установлена, миссия считается потерянной [32].

ACS3 (2024)

Последняя на сегодняшний день миссия аппарата с солнечным парусом – «Advanced Composite Solar Sail System» (ACS3), в рамках которой NASA, в партнёрстве с другими организациями, создало и запустило одноимённый 12U кубсат с солнечным парусом. Основной целью миссии являлись демонстрация и исследование технологии раскрытия солнечного паруса с помощью разворачиваемых композитных штанг (гиков), помимо этого также планировалось продемонстрировать возможности увеличения и уменьшения орбиты с помощью солнечного паруса, а также изучить динамику колебаний солнечного паруса. Миссия рассматривалась как предтеча

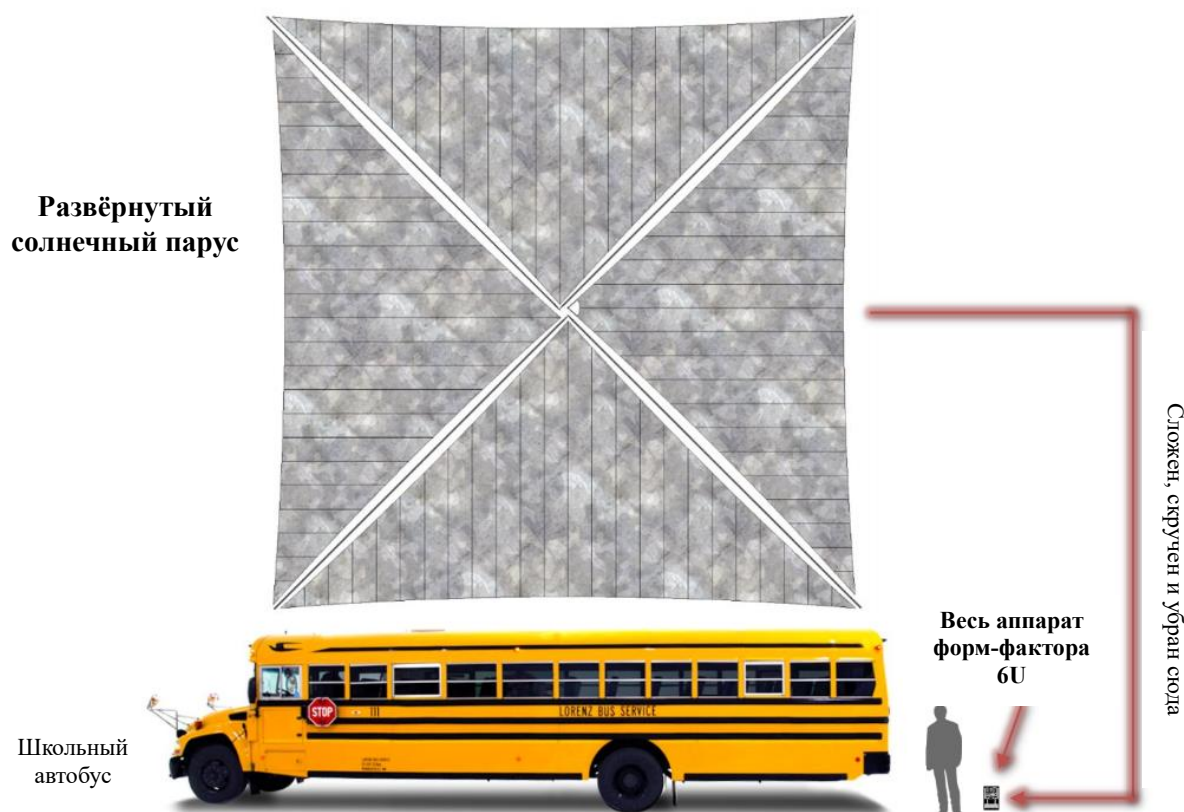


Рис. 8. Размеры солнечного паруса аппарата NEA Scout в сравнении с другими объектами [56].

будущей миссии Deployable Composite Booms (DCB), в рамках которой планируют раскрыть парус площадью в несколько сотен квадратных метров [102].

Аппарат ACS3 представлял собой 12U кубсат массой примерно 16 кг, из которых около 7.7 кг приходилось на парусную систему (полотно + штанги + система раскрытия). Площадь паруса составила 80 м², полотно паруса имело толщину 2.115 микрометра и состояло из алюминизированной и хромированной PEN-плёнки [101]. Запуск аппарата осуществлён 23 апреля 2024 года [80] на орбиту высотой около 1000 км [2]. Позже, в октябре 2024 года, были представлены фотографии, подтверждающие успешное раскрытие полотна паруса. Ввиду того, что на время раскрытия паруса была отключена система управления угловым движением аппарата, последний стал «медленно вращаться» и дальнейшие эксперименты отложили до момента полного восстановления контроля над угловым движением аппарата [36]. На момент марта 2026 года никаких официальных обновлений статуса аппарата и информации о проводимых им исследованиях более не публиковалось, поэтому неизвестно, удалось ли стабилизировать аппарат и увеличить орбиту аппарата с помощью светового давления; данные по результатам проведённых экспериментов также не обнародованы.

Другие миссии

Выше описывались только те миссии с солнечными парусами, что демонстрировали или планировали продемонстрировать управление движением центра масс аппарата с помощью светового давления (за исключением «Знамя-2» и «LightSail-1»). Однако существуют миссии, в которых большие тонкоплёночные

конструкции применяются для торможения об атмосферу. Хотя такие конструкции, строго говоря, не являются солнечными парусами – их корректнее называть атмосферными парусами (устоявшийся англоязычный термин – “drag sail”), – технологии, используемые в таких парусах, фактически те же, что используют в солнечных парусах. Поэтому развитие технологии солнечных парусов неразрывно связано с развитием технологии атмосферных парусов. У последней при этом гораздо больше коммерческих применений, и потому частные компании больше заинтересованы именно в атмосферных парусах. Ввиду большого количества подобных миссий автор решил не перечислять их, однако найти предположительно полный список миссий с атмосферными парусами можно в [18, таблица 12].

IV. Направления применения солнечных парусов

Солнечные паруса имеют широкий спектр потенциальных применений в освоении и исследовании космоса, причём в некоторых направлениях они конкурируют с химическими и электрореактивными двигателями, а в некоторых заведомо обходят конкурентов, являясь наиболее перспективным решением. Естественно, вне зависимости от целей миссии, использование солнечного паруса подразумевает «малость» космического аппарата, так как от массы аппарата существенным образом зависит ускорение, создаваемое солнечным парусом. Далее будут кратко рассмотрены известные на сегодня потенциальные применения солнечных парусов, за деталями же предлагается обращаться к цитируемой литературе. Для понимания чисел: на сегодня наибольшее характеристическое ускорение, для которого был создан и запущен парус, составляет около 0.06 мм/с^2 (NEA Scout); больше информации о том, какими величинами характеристического ускорения обладали те или иные аппараты, представлено в [83].

Околоземные орбиты

Паруса могут использоваться для решения задач перелёта между орбитами, поддержания орбит и увода с орбит. В данной стезе, однако, солнечным парусам сложно конкурировать с классическими химическими и электрореактивными двигателями.

Во-первых, на расстоянии в 1 а.е. от Солнца паруса, как правило, обладают уровнем тяги, меньшим, чем у электрореактивных двигателей, что растягивает время выполнения манёвров. Так, например, аппарат массой 50 кг с двигателем СПД-50М тягой до 18 мН [1], реактивное ускорение которого равно примерно 0.36 мм/с^2 , может подняться с круговой околоземной орбиты высотой 650 км до круговой орбиты высотой 1300 км за 10.4 суток с затратами 1.3 кг ксенона (использованы формулы из [86]). При этом время перелёта между аналогичными орбитами с помощью солнечного паруса с характеристическим ускорением 0.36 мм/с^2 займёт около 22 дней [63], то есть в два раза дольше (сопротивление атмосферы не учитывалось). Так происходит из-за того, что величина тяги паруса зависит от её направления, из-за чего средняя величина тяги оказывается заметно меньше её максимального значения, в то время как у электрореактивных двигателей такой особенности нет.

Во-вторых, на низких орбитах паруса могут эффективно использоваться только для задач увода аппаратов в атмосферу, так как сопротивление атмосферы Земли значительно превышает силу солнечного светового давления: минимальная высота, на которой сила светового давления на парус может превысить атмосферное

сопротивление, зависит от уровня Солнечной активности и составляет от 600 до 1000 км [63].

Вышесказанное, однако, не означает, что космические паруса совершенно бесполезны в околоземном пространстве. Они уже зарекомендовали себя в задачах увода аппаратов в атмосферу [95]; также могут применяться для поддержания высоких орбит [25]; солнечный парус может использоваться для создания уникальных миссий типа «pole-sitter», где требуется постоянное приложение тяги для поддержания некепplerовой орбиты [22]; помимо этого, солнечный парус может оказаться единственным доступным решением для миссий, где из-за ограничений на размер аппарата невозможно поставить баки нужного объёма (как в миссии NEA Scout).

Околорунное пространство

Здесь солнечным парусам становится проще конкурировать с классическими типами двигателей ввиду того, что, в сравнении с околоземным случаем, величины требуемых для манёвров ускорений оказываются не столь велики, допускается длительное время исполнения манёвров, а влияние атмосферы практически отсутствует.

С помощью солнечного паруса можно практически без затрат топлива (немного может уйти на двигатели ориентации) доставить малый аппарат с высокой околоземной орбиты на произвольную околорунную или либрационную орбиту в системе Земля–Луна. Естественно, за «бестопливность» приходится платить временем: так, например, для того, чтобы перелететь с геопереходной орбиты на околорунную орбиту аппарату с солнечным парусом с характеристическим ускорением 0.58 мм/с^2 потребуется около 300 дней [67], в то время как аппарату с ЭРДУ со сравнимым уровнем тяги для этого потребуется менее 200 дней. При этом время перелёта зависит не только от характеристического ускорения, но и от алгоритма управления, а также от начальной и финальной орбит.

Также паруса можно применять для создания и поддержания околорунных и либрационных орбит в системе Земля–Луна, а также для перелётов между ними. Например, было показано, что даже при достаточно малом характеристическом ускорении парусника (около 0.05 мм/с^2) можно поддерживать низкие полярные околорунные орбиты [24]; также можно найти работы по поддержанию либрационных орбит системы Земля–Луна [45] и по перелётам между ними [40]. Однако, помимо поддержания траекторий, существующих в рамках круговой ограниченной задачи трёх тел Земля–Луна–КА, с помощью солнечных парусов можно также «создавать» уникальные траектории (орбиты), которые существуют исключительно в моделях, учитывающих наличие постоянного светового давления (или постоянной работы двигателя). Например, если в классической постановке круговой ограниченной задачи трёх тел Земля–Солнце–КА или Земля–Луна–КА существует всего 5 неподвижных точек, то при добавлении в рассмотрение солнечного паруса оказывается, что существуют целые поверхности, на которых может «зависать» парусник (для системы Земля–Луна эти поверхности зависят от фазы Солнца) [62]. Часто точки этих поверхностей называют искусственными точками либрации. Наличие солнечного паруса также ведёт к появлению «искусственных» орбит [42, 15], некоторые из них похожи на классические либрационные орбиты, другие заметно отличаются. Частный случай – орбиты, в англоязычной литературе называемые «pole-sitter», что можно перевести как «смотритель полюса». Этот термин относится к орбитам, при движении

по которым космический аппарат всё время находится над южным или северным полюсом Луны (или другого небесного тела), что позволяет вести постоянные наблюдения и поддерживать непрерывную связь с объектами на соответствующем полюсе. Подобные орбиты не существуют ни в задаче двух тел, ни в задаче трёх тел, для их создания необходимо приложение постоянной тяги, в том числе с помощью солнечного паруса [67].

Земное окружение

Продолжая предыдущее направление, солнечные паруса можно использовать в «ближних» миссиях за пределы земной грависферы – к точкам либрации системы Солнце–Земля, к околоземным астероидам и т. п.

Аналогично случаю миссий к Луне, солнечный парус можно использовать для вывода космического аппарата с высокой околоземной орбиты за пределы грависферы Земли [58], где затем его можно применять для создания и поддержания либрационных орбит [20, 17, 35], а также гелиоцентрических орбит типа «Earth-following» (или «Earth-trailing») [43, 71]. Один из сценариев применения таких «искусственных» орбит и точек либрации – это миссии по наблюдению за Солнцем для предупреждения вспышек и магнитных бурь [46, 43]. Также солнечные паруса часто рассматриваются как перспективные движители для миссий к околоземным астероидам [68], в частности миссия NEA Scout, о которой говорилось ранее, была нацелена именно на изучение околоземных астероидов. Отдельное направление – это создание «солнечного щита», задача которого – уменьшить поток энергии от Солнца к Земле, чтобы предотвратить нагревание Земли из-за парникового эффекта [59, 27].

Межпланетные миссии

Несложно найти работы, посвящённые миссиям к астероидам, Марсу, Венере, Меркурию [29, 54, 103, 13, 85, 11, 4], а также к Солнцу [57]. Именно в этом направлении солнечные паруса раскрывают свой потенциал и начинают существенно превосходить электрореактивные и химические двигатели. Связано это с тем, что солнечное световое давление обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца до паруса, из-за чего ускорение от паруса значительно возрастает при приближении к Солнцу: при характеристическом ускорении в 1 мм/с^2 максимальное ускорение на орбите Меркурия будет равно примерно 6.7 мм/с^2 . Таким образом, солнечные паруса становятся эффективнее при приближении к Солнцу, в то время как электрореактивные двигатели таким свойством не обладают. В результате, с помощью солнечного паруса теоретически можно добраться до Меркурия и Венеры быстрее, чем с помощью традиционных двигателей: например, гелиоцентрический перелёт Земля–Меркурий с парусом, характеристическое ускорение которого равно 0.2 мм/с^2 , займёт около 4 лет [29], в то время как оцениваемое время перелёта аппарата *VeriColombo*, использующего электрореактивные двигатели и гравитационные манёвры, составляет 8 лет [34]. Стоит, однако, отметить, что в миссиях к Марсу и дальше данное преимущество исчезает, так как гелиоцентрическое расстояние, наоборот, возрастает, и солнечные паруса оказываются сравнимы, если не хуже, по времени перелёта с электрореактивными и химическими двигателями [61].

Дальние области Солнечной системы и межзвёздное пространство

Оказывается, что, несмотря на кажущуюся парадоксальность, солнечные паруса также открывают путь к дальним областям Солнечной системы и за её пределы.

Основная идея подобных миссий – использовать солнечные паруса и траектории типа «Sundiver» («Солнечный ныряльщик»). Подобные траектории позволяют выводить космические аппараты на гиперболические траектории, что, в свою очередь, позволяет быстро достигать больших гелиоцентрических расстояний. Главная особенность траектории типа «Sundiver» – это близкий пролёт Солнца (на расстоянии от нескольких радиусов Солнца до примерно 0.2 астрономических единиц), который позволяет аппарату с солнечным парусом существенно повысить уровень гелиоцентрической Кеплеровой энергии путём комбинирования эффекта Оберта и высокого светового давления. За счёт такого манёвра солнечный парус с характеристическим ускорением, например, 1 мм/с^2 может выйти на гиперболу с избытком скорости до 20 а.е./год при пролётном расстоянии около 10 радиусов Солнца и до 5 а.е./год при пролётном расстоянии около 50 радиусов Солнца [70, рис. 4]. При таких скоростях аппарат достигнет расстояния в 100 а.е. менее чем за 5 и 20 лет соответственно.

Использовать подобные траектории предлагается для быстрых пролётных миссий к дальним объектам Солнечной системы, для перехвата межзвёздных объектов (как И/‘Oumuatua или 3I/ATLAS), для отражения потенциально опасных астероидов, для исследования гелиосферы и ближайшего межзвёздного пространства, для достижения фокуса гравитационной линзы Солнца, проверки общей теории относительности, а также для проведения других экспериментов [94, 31]. Данное направление, конечно, является наиболее футуристичным, однако стоит отметить, что оно было тщательно исследовано с точки зрения практической реализуемости с выводом, что подобная миссия может быть реализована с использованием самых современных технологий и технологий, которые находятся в активной разработке [44].

V. Технологии солнечных парусов

Космический аппарат с солнечным парусом является крайне сложным технологическим объектом с большим количеством подсистем. В данном разделе предпринята попытка перечислить основные технические и научные направления, развитие которых необходимо для создания миссий с солнечными парусами.

Технологические аспекты

Полотно паруса

Полотно паруса должно быть лёгким, иметь высокую отражающую способность с одной стороны и высокую излучающую способность с другой стороны, а также должно быть устойчиво к различного рода повреждениям и деградации. При этом максимальная эффективность солнечного парусника определяется его (усреднённой) поверхностной плотностью – как следует из формулы (1), характеристическое ускорение зависит от соотношения площади паруса к массе всего аппарата. Масса аппарата складывается из массы полотна паруса (пропорциональна квадрату характерного размера паруса), массы поддерживающей системы (пропорциональна первой степени характерного размера паруса) и массы полезной нагрузки и всех остальных компонентов КА. Обозначив за l характерный размер паруса, за $\sigma_{\text{пар}}$ – поверхностную плотность полотна паруса, за $\rho_{\text{ранг}}$ – погонную плотность всего

рангоута и такелажа⁴, за $m_{\text{пн}}$ – массу полезной нагрузки и всех остальных компонентов, получим для отношения A/m

$$\frac{A}{m} = \frac{l^2}{\sigma_{\text{пар}} l^2 + \rho_{\text{ранг}} l + m_{\text{пн}}} < \frac{1}{\sigma_{\text{пар}}} = \lim_{l \rightarrow +\infty} \frac{A}{m}.$$

Таким образом, даже увеличивая размер паруса до бесконечности (теоретически), нельзя достичь сколь угодно большого отношения, следовательно, нельзя достичь и сколь угодно большой величины характеристического ускорения – всё ограничивает величина $\sigma_{\text{пар}}$. Величина определяется уровнем технологий: чем тоньше полотно паруса и чем оно легче, тем большее ускорение может быть достигнуто (в пределе) с помощью солнечного паруса. Сегодня $\sigma_{\text{пар}}$ принимает значения от 2 до 20 г/м², более детальное обсуждение достижимых величин и используемых материалов можно найти в [39], а детальное исследование масштабируемости солнечных парусов осуществлено в [92].

Отдельно стоит отметить, что сегодня также внимание получают солнечные паруса с так называемыми дифракционными поверхностями [91, 87, 88, 28]: такая поверхность представляет собой аналог дифракционной решётки, что позволяет создавать тягу не за счёт отражения света, а за счёт его дифракции и интерференции. Это ведёт к тому, что дифракционные солнечные паруса могут лучше создавать тягу в трансверсальном направлении, нежели обычные отражающие солнечные паруса. Например, при ориентации плоского паруса точно на Солнце, отражающая поверхность создаст тягу исключительно вдоль направления Солнце-КА, а дифракционная поверхность сможет создать небольшую компоненту в ортогональном направлении. На практике это может оказаться полезно для задач, где требуется создание тяги именно в трансверсальном направлении, например, для фазирования аппаратов на солнечной или земной орбите или для поднятия низких околоземных орбит (дифракционные солнечные паруса могут работать на более низких высотах, чем отражающие) [91, 33, 73].

Упаковка полотна паруса

В то время как в рабочем состоянии парус должен иметь максимально большую площадь, во время хранения и транспортировки его упаковывают компактно. Наглядно разница между размерами паруса в развёрнутом и в сложенном виде показана на рис. 8: парус миссии NEA Scout имел линейный размер более 9 м, но в сложенном состоянии умещался в объём всего около двух литров (вместе с системой развёртывания) [56]. При этом то, как именно сложен парус, влияет не только на его характерные размеры, но и на его механические свойства [69]: при долгом хранении парус может «склеиться» близ складок и повредиться при развёртывании; от способа складывания паруса зависит распределение напряжений во время раскрытия паруса; способ складывания будет также влиять на «замятия» полотна развёрнутого паруса и, следовательно, на силу тяги, создаваемую парусом. Таким образом, то, как сложен парус, может существенно влиять на то, как парус будет работать в дальнейшем, поэтому данному вопросу необходимо уделять пристальное внимание. На сегодняшний день предложено

⁴ на парусных судах рангоут – общее название надпалубных конструкций, предназначенных для постановки и несения парусов; такелаж – общее название всех снастей (верёвок, тросов, др.) на судне, используемых для крепления и управления парусами и рангоутом.

большое количество схем для складывания парусов, в том числе вдохновлённые оригами. Краткий обзор этих схем со ссылками можно найти в [69].

Система установки и развёртывания паруса

Развёртывание солнечного паруса классически осуществляется одним из двух способов. Первый способ – использование центробежных сил. Технически это достаточно простой метод, который сводится к тому, что на концах паруса закрепляются небольшие массы, аппарат раскручивается вокруг заданной оси – и парус раскрывается за счёт центробежной силы. Так делали, например, в миссии IKAROS. Очевидное ограничение – при «выключении» центробежной силы парус может начать изгибаться при поворотах КА или из-за термических деформаций, так как никакой поддерживающей конструкции у него нет. Если же аппарат будет всё время вращаться вокруг заданной оси, он, фактически, станет гироскопом, что будет влиять на его угловое движение. Второй метод – раскрытие и натяжение паруса с помощью «гиков»⁵. Данный подход несколько более технически сложный: есть некоторый «центральный» блок, который содержит «гики» в сложенном виде (накрученные/свёрнутые/сложенные полые трубки из легковесных материалов); к этим «гикам» крепятся концы сегментов солнечного паруса, а само полотно в сложенном виде находится снаружи «центрального» блока; при раскрытии паруса эти мачты «выдвигаются» из центрального блока и растягивают при этом сегменты солнечного паруса; «выдвижение» может осуществляться разными способами, например, за счёт механических моторов, или за счёт наполнения мачт воздухом или пассивно за счёт накопленных эластических деформаций. При успешном раскрытии парус оказывается зафиксирован, хоть и не жёстко, в трёхмерном пространстве, и весь аппарат, включая парус, можно с определённой точностью рассматривать как твёрдое тело. Фото-пример процесса раскрытия паруса на «гиках» можно посмотреть в [102]. Более подробно методы развёртывания парусов обсуждаются в [69].

Механизмы для управления движением солнечного парусника

Управление движением аппарата с солнечным парусом подразумевает управление создаваемой парусом силой тяги (определяет движение центра масс) и создаваемым им и/или другими устройствами моментом сил (определяет угловое движение). В силу того, что сила тяги паруса зависит от его ориентации относительно направления на Солнце, задачу управления силой тяги можно свести к задаче обеспечения соответствующей ориентации парусника.

Для обеспечения того или иного режима углового движения (в том числе поддержания заданной ориентации) могут использоваться различные способы создания соответствующего момента сил: двигатели ориентации, гироскопы и маховики, элементы паруса с управляемой отражательной способностью, механизмы смещения центра светового давления относительно центра масс за счёт перемещения балластных масс, паруса на шарнирах с возможностью поворота в пространстве, паруса с возможностью изменения формы и размеров, вспомогательные паруса на концах гиков (аналог бизань-парусов на парусных судах) и т.п. Так, в миссии IKAROS для управления угловым движением паруса использовались газовые двигатели ориентации и элементы паруса с управляемой отражательной способностью

⁵ на парусном судне гик – это горизонтальная балка, несущая парус и одним концом прикреплённая к мачте.

[93, 64]; в миссии NEA Scout ожидалась демонстрация управления моментом сил от паруса за счёт перемещения внутреннего балласта, также на аппарате было установлено четыре маховика [56]; на аппарате ACS3 были установлены четыре маховика и несколько магнитных катушек для управления ориентацией аппарата [102]. Выбор того или иного метода управления ориентацией солнечного паруса зависит от большого числа факторов, будь то ограничения по массе и объёму, условия эксплуатации, технические навыки инженеров и т.д.

Интеграция с другими системами КА

Общая эффективность солнечного паруса может быть существенно увеличена за счёт «вшивания» в полотно солнечного паруса компонентов других систем КА. Так, например, в солнечный парус миссии IKAROS (рис. 5) были встроены элементы с контролируемыми оптическими свойствами (для управления КА), тонкие солнечные панели (для генерации энергии) и счётчики пыли (научный прибор). Подобная интеграция других систем КА в полотно паруса позволяет эффективно использовать поверхность паруса без существенного уменьшения рабочей поверхности паруса. Интегрировать в полотно паруса можно: солнечные панели, антенны, оптические датчики, компоненты научных приборов и т.п. Естественно, при этом необходимо тщательно продумывать размещение «вшиваемых» устройств (учитывая, что перед запуском парус будет компактно сложен), реализацию систем питания и управления (прокладка проводов через парус), а также проанализировать, как «вшиваемые» устройства повлияют на работу паруса.

Проведение наземных тестов

Перед запуском солнечного парусника в космос необходимо проводить наземные испытания всех систем парусника – проверить, корректно ли раскрывается парус, какие нагрузки он выдерживает, правильно ли работают все его подсистемы, какая форма поверхности получается после раскрытия из-за замятий и какие оптические свойства на самом деле имеет полотно паруса. Для проведения подобных тестов нужна специальная инфраструктура: для проверки раскрытия паруса нужно большое закрытое пространство (ангар), возможно, также понадобятся специальные поддерживающие устройства, чтобы компенсировать влияние гравитации, а для измерения оптических свойств нужны особые оптические приборы (радиометры). Примеры наземных испытаний солнечных парусов можно посмотреть в работах [65, 55, 76, 82, 102, 101, 66], а в работе [41] представлен отчёт о проведении измерений оптических свойств солнечного паруса, там же можно найти референсные значения оптических коэффициентов полотна солнечного паруса.

Математические аспекты

Моделирование оптических свойств полотна

Для того чтобы корректно рассчитывать действующую на солнечный парус силу светового давления, необходимо иметь реалистичную модель взаимодействия паруса с фотонами солнечного электромагнитного излучения. Нулевым приближением в данной задаче считается модель идеальной зеркально-отражающей поверхности паруса – в этой модели все фотоны, падающие на малый плоский элемент паруса, идеально зеркально отражаются от поверхности, благодаря чему формула для результирующего ускорения, создаваемого элементом паруса, имеет достаточно

простой вид. Модель можно уточнить, умножив на коэффициент эффективности, принимающий значения от 1 до 2 [9]. Так получается модель неидеальной зеркально-отражающей поверхности: свет всё ещё отражается только зеркально, но учитываются «потери» фотонов при отражении (часть фотонов поглощается парусом). Если же помимо зеркального отражения также учесть диффузное отражение и собственное тепловое излучение передней и задней сторон паруса, то получится оптическая модель паруса. В такой модели выражение для силы (см. [61]), действующей на элемент паруса, будет выглядеть гораздо сложнее, чем моделях, где сила всегда направлена вдоль нормали к элементу паруса, так как в оптической модели появляется компонента силы, направленная по касательной к элементу паруса. Параметры же для оптической модели паруса зависят от материала, из которого изготовлен парус, и определяются путём проведения экспериментов. Экспериментов по определению оптических свойств парусов проводилось немного [41, 97], и вопрос верификации имеющихся данных до сих пор актуален.

Важно отметить, что все рассмотренные модели опираются на определённые предположения, которые могут ограничивать их соответствие реальности. Так, например, в оптической модели паруса полагается, что полотно непрерывно (элемент паруса – маленькая плоская площадка без дырок и разрывов), а оптические коэффициенты суть постоянные величины. Однако на практике оптические коэффициенты могут зависеть от направления падения лучей света (анизотропия оптических свойств). Более того, в процессе эксплуатации паруса оптические параметры его элементов могут меняться, так как полотно паруса будет взаимодействовать с солнечным ветром и космическим излучением (деградация материала). В случае же, если полотно паруса будет не непрерывным, а мелкоперфорированным, то оптическая модель уже не подойдёт для описания работы паруса, так как необходимо будет учитывать эффекты дифракции и интерференции электромагнитного излучения.

Моделирование возникающих сил и моментов

Силы и моменты, создаваемые солнечным парусом, существенно зависят от его оптических свойств, направления падения света, расстояния до Солнца, а также от формы самого паруса. Наиболее простая модель формы паруса, используемая при расчётах, – это модель идеально плоского паруса. Если парус идеально плоский, то сила, действующая на парус, задаётся простой формулой, а центр давления совпадает с геометрическим центром паруса. Конкретная форма паруса при этом не важна (с теоретической точки зрения), однако обычно рассматривают простые фигуры или их комбинации: треугольник, квадрат, прямоугольник, круг. В случае, когда парус нельзя полагать идеально плоским, применяется более общая модель – так называемая «обобщённая модель солнечного паруса», или же тензорная модель [77]. На практике также важно учитывать замятия и изгибы паруса, чему посвящён отдельный раздел исследований [72, 10, 5]. Важно отметить, что в «стандартных» моделях солнечных парусов не учитываются переотражения солнечных лучей, а также затенения одних частей солнечных парусов другими частями КА. Если же геометрия задачи такова, что данные факторы оказываются существенны, то единственный выход – рассчитывать силы и моменты путём численного интегрирования по поверхности с разбиением поверхности паруса на малые элементарные площадки.

Помимо того, что силы и моменты зависят от формы паруса, они также зависят и от мощности солнечного излучения, падающего на парус, и эту мощность также можно рассчитать, применяя различные модели. Самая примитивная модель – модель точечного источника, когда размерами Солнца пренебрегают. На практике такого приближения часто оказывается достаточно, однако модель можно уточнить, учтя конечный размер Солнца, а также эффект потемнения лимба Солнца. За более детальным обсуждением рекомендуется обратиться к литературе [61, 52].

Также немаловажным оказывается вопрос взаимодействия солнечного паруса с солнечным ветром⁶. Несмотря на то что парус исходно электронейтральный, в процессе его взаимодействия с космическим излучением и солнечным ветром возможно накопление статического заряда, из-за чего со стороны солнечного ветра на него могут начать действовать электромагнитные силы, а также может появиться внутреннее напряжение из-за взаимного отталкивания зарядов [50]. Особенно актуально это для миссий, предусматривающих близкий пролёт Солнца, так как поток электромагнитного излучения и заряженных частиц от Солнца обратно пропорционален квадрату расстояния до Солнца.

Моделирование динамики полотна

Как обсуждалось выше, при моделировании движения паруса его часто считают плоским или в более общем случае используют тензорную модель для описания влияния его формы и оптических характеристик на создаваемые силы и моменты. Однако на практике парус не просто не является плоским, он может изменять свою форму со временем. Это изменение формы может быть обусловлено различными факторами: особенности режима углового движения КА, изменение формы паруса «по команде» (управляемые элементы), давление света, статическое электричество, термические деформации, градиент гравитации, локальное изменение механических свойств из-за деградации и т. п. Если изменения происходят достаточно медленно (месяцы, годы), то эту зависимость от времени можно учесть путём периодического перерасчёта параметров паруса в рамках тензорной или другой модели. Однако эти изменения могут происходить и достаточно быстро (частоты порядка 0.1–1 Гц [19]), особенно при наличии активного управления, из-за чего возникает задача моделирования эволюции полотна паруса с течением времени. Примеры исследования динамики полотна паруса можно найти в работах [96, 23, 19, 6].

Моделирование деградации полотна

В процессе полёта на солнечный парус будут воздействовать космическое излучение, а также солнечный ветер, что будет приводить к изменению свойств полотна и влиять на динамику солнечного парусника [79]. Это изменение принято называть деградацией полотна паруса – как правило, свойства изменяются не в благоприятную для миссии сторону. Этому посвящено большое количество теоретических и экспериментальных исследований. Так, в [30] представлена параметрическая модель деградации паруса, которую ввиду её относительной простоты часто используют при моделировании движения солнечных парусов с учётом деградации. В [50] детально обсуждается физика взаимодействия полотна солнечного паруса с космическим излучением и солнечным ветром. Также стоит отметить

⁶ Солнечным ветром называют поток заряженных частиц, исходящих от Солнца. Преимущественно состоит из электронов, протонов и альфа-частиц.

отдельную группу исследований, посвящённых образованию водородных пузырей в полотне солнечного паруса [89, 90, 51].

При всём вышесказанном важно подчеркнуть, что, несмотря на большое количество лабораторных экспериментов и теоретических работ, в космосе экспериментальных исследований процесса деградации полотна ещё не проводилось (насколько известно автору), потому неизвестно, как в реальности будет эволюционировать полотно паруса и как это будет влиять на полёт.

Полётная калибровка

Как следует из вышесказанного, у реального солнечного паруса всегда присутствует неопределённость в оптических и геометрических параметрах. Это ведёт к тому, что точно предсказать поведение паруса в космосе, основываясь исключительно на результатах наземных испытаний, не получится. Ввиду этого возникает задача полётной калибровки параметров паруса. Исследований, посвящённых этому вопросу, на сегодня известно совсем немного [78, 21, 16], причём [21, 16] были проведены специально для миссии ACS3, о которой шла речь ранее. Ожидается, что в ближайшие годы появятся новые исследования, посвящённые данной тематике.

Построение и оптимизация траектории

Большой пласт исследований посвящён вопросам баллистики аппаратов с солнечными парусами. Возможно, это даже самое богатое с точки зрения количества работ направление исследований, и причина тому – возможность фантазировать о полётах к дальним планетам и звёздам без привязки к техническим деталям. И правда, количество работ, посвящённых построению траекторий аппаратов с солнечным парусом, неустанно растёт с 1951 года. Сегодня можно найти работы, посвящённые полётам с парусом у Земли, у Луны, у Солнца, к другим планетам, за пределы Солнечной системы и т.д. Поскольку невозможно перечислить все существующие работы и дабы не выделять кого-то конкретного, автор рекомендует обратиться к классическим книгам [9, 61] и недавним обзорным статьям [18, 69, 83, 39], в которых можно найти ссылки на конкретные работы.

Отметим, однако, что, несмотря на большое количество работ, посвящённых построению траекторий для солнечных парусников, это отнюдь не означает, что все задачи уже решены. Вопрос оптимизации траекторий является достаточно комплексным: большое количество возможных сценариев, многовитковость, нелинейные зависимости, связь углового и орбитального движений, ограниченность ресурса управления, инженерные и эксплуатационные ограничения – всё это ведёт к тому, что, несмотря на наличие большой базы предварительных исследований, для любой реальной миссии потребуется отдельно проводить большое и детальное исследование.

Построение алгоритмов управления угловым движением

Аналогично случаю орбитального движения, существует большое количество работ, посвящённых вопросам (не)управляемого углового движения аппаратов с солнечными парусами. При этом если в случае орбитального движения применимы достаточно простые модели движения, то в случае угловой динамики существенны оказываются: замятия паруса (неизвестны априори), расположение центра давления (неизвестно априори), большие моменты инерции, ограниченность ресурса управления, неточности исполнения управления, ошибки в динамической модели,

требования по ориентации со стороны полезной нагрузки и других подсистем. Всё это делает анализ, построение законов управления, а также исследование устойчивости углового движения аппаратов с солнечными парусами крайне трудоёмким и сложным процессом. Потому, несмотря на большое количество существующих исследований, всё ещё остаются нерешённые задачи, а для каждой конкретной миссии анализ приходится проводить отдельно.

Опять же, ввиду невозможности обозреть все работы и дабы не выделять конкретных авторов, ссылки предоставляются только на две классические работы [99, 100]. Также много информации и ссылок по теме углового движения солнечных парусов можно найти в уже упомянутых обзорах [39, 69].

VI. Текущее состояние и прогнозы на будущее

Солнечные паруса потенциально могут открыть много возможностей с точки зрения освоения космоса (см. раздел V). Однако для этого необходимо надлежащее развитие технологии, которая на текущий момент находится на этапе своего становления. До сих пор все успешные миссии с солнечными парусами являлись технологическими демонстраторами. Их целью было проверить работоспособность системы и продемонстрировать принципиальную возможность использования солнечных парусов. Единственная миссия (NEA Scout) с солнечным парусом, где парус не являлся самоцелью, а должен был использоваться в качестве движителя, не увенчалась успехом, так как аппарат не вышел на связь после запуска. При этом аппарат NEA Scout обладал наибольшим на сегодняшний день значением характеристического ускорения – около 0.06 мм/с^2 . Для эффективного практического применения солнечных парусов необходимо достижение ускорений хотя бы порядка 0.1 мм/с^2 . Ввиду этого назвать солнечный парус устоявшейся, отработанной технологией сейчас нельзя, и потому не стоит ожидать существенного увеличения количества миссий с солнечными парусами в ближайшие несколько лет.

Тем не менее развитие технологии однозначно происходит: если изначально миссии с солнечными парусами создавали по большей части из энтузиазма, то сейчас как государственные, так и частные компании активно изучают и строят планы по применению солнечных (и не только) парусов, а уровень готовности технологии (УГТ) варьируется от 2 (РФ) до 8 (США). Так, американское и японское космические агентства (NASA и JAXA) имеют публично доступные программы, предусматривающие развитие различных типов парусов, в том числе солнечных [18, разд. 7]. В частности, миссия ACS3, обсуждавшаяся ранее, является частью программы NASA по развитию технологии развёртывания парусов, в особенности технологии композитных «гиков», и апробации солнечных парусов на околоземной орбите с планами по дальнейшему увеличению размеров парусов до 500 м^2 . Европейское космическое агентство (ESA) не имеет официальных планов касательно солнечных парусов, однако заинтересовано в смежной технологии атмосферных парусов, а национальные агентства - Немецкий центр авиации и космонавтики (DLR), Национальный центр космических исследований Франции (CNES) и Итальянское космическое агентство (ISA), инвестируют в исследования, связанные с солнечными парусами или смежными технологиями. В частности, CNES оказывает поддержку частной парижской компании Gama, которая специализируется на создании атмосферных парусов, а также планирует создавать и солнечные паруса [98]. Более

детально и со ссылками о планах различных космических агентств (NASA, JAXA, ESA, CNSA, ISRO) изложено в [18, разд. 7]. Российское же космическое агентство не публиковало никаких официальных планов по созданию или исследованию солнечных или атмосферных парусов. Однако ввиду активного развития и переосмысления космической отрасли в стране нельзя исключать появления российских «парусных» проектов в ближайшем будущем. Также этому может способствовать наличие отечественного опыта («Знамя-2», «Космос-1», «Парус-МГТУ») и появление частных космических компаний.

Суммируя всё вышесказанное, можно сделать следующий прогноз в отношении будущего солнечных парусов. При благоприятном стечении обстоятельств, главное из которых – наличие финансирования, солнечные и атмосферные паруса в течение 10–30 лет займут определённую нишу и будут относительно часто использоваться для совершенно различных целей. При этом основной фокус в развитии будет сделан на увеличении размера паруса (характеристического ускорения аппаратов) и на создании надёжных унифицированных технологических решений. Важной вехой станет первая успешная миссия, в рамках которой парус будет являться средством достижения целей миссии и не будет являться самоцелью. Это создаст прецедент, который можно будет приводить в качестве аргумента за применение солнечного паруса при планировании будущих миссий. Без такого прецедента солнечный парус будет почти всегда восприниматься как высокорискованный эксперимент для удовлетворения научного интереса. Другим важным шагом будет создание и вывод на рынок коммерческих продуктов, связанных с парусами. Скорее всего, поначалу это будут готовые «блоки» с атмосферными парусами для установки на спутники, в том числе кубсаты, для увода их с орбиты по истечении срока жизни. Вывод технологии на рынок поможет привлечь финансирование и внимание, которые позволят развивать технологию дальше, в том числе и в некоммерческих направлениях. Насколько осведомлён автор, сегодня единственной частной организацией, специализирующейся на парусах, является компания Gama [98]. Из ближайших планируемых миссий, у которых есть шансы на реализацию, автору известны всего три: наследник ACS3 (нет названия) [101], GamaBeta [66] и Space Weather Investigation Frontier (SWIFT) [46], причём первые две миссии всё так же являются технологическими демонстраторами.

Таким образом, сегодня солнечные паруса имеют большие перспективы и плодородную почву для дальнейшего развития, однако то, куда именно придёт технология, покажет только время.

Заключение

В работе дан всесторонний взгляд-анализ на технологию солнечного паруса, подробно раскрыта история развития и становления солнечных парусов от первых идей фантастов до самых последних реализованных миссий: «Знамя-2», «Космос-1», «IKAROS», «Light Sail» 1 и 2, «NEA Scout», «ACS3». Описан принцип действия солнечного паруса, а также обсуждены конкретные научно-технические проблемы, возникающие при проектировании миссий с солнечными парусами: механизмы развёртывания парусов, механизмы управления движением парусов, моделирование деградации полотна, проведение полётной калибровки, построение траекторий полёта и законов управления угловым движением и т.д. Также приведены все известные автору потенциальные направления применения солнечных парусов для освоения

и исследования космоса: околоземные миссии, транспорт и поддержание уникальных орбит в системе Земля–Луна, полёты к другим планетам Солнечной системы и околоземным астероидам, исследование дальних областей Солнечной системы и межзвёздного пространства. В конце дана авторская оценка того, на каком этапе развития сегодня находятся солнечные паруса и чего можно ожидать от этой технологии в будущем: несмотря на то что сегодня рано говорить о готовности технологии, в ближайшие десятилетия она может (но не обязана) стать «привычной» и может помочь человечеству получить большое количество новых знаний о космосе, а также способствовать его экспансии в космическое пространство.

Конфликты интересов: отсутствуют.

Благодарности: автор глубоко признателен Овчинникову Михаилу Юрьевичу за тщательную вычитку текста и советы по его оптимизации; также автор благодарен Широбокову Максиму Геннадьевичу за продуктивные обсуждения и редакции издания «Препринты ИПМ» за качественную корректуру текста.

Список литературы

- [1] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.П. И др. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов опыт лётного применения и новые разработки // Космическая техника и технологии. 2023. №. 4 (43). С. 36-55.
- [2] Актуальные данные по орбите объекта ACS3 - Norad ID: 59588. Сайт ISS Tracker. URL: <https://isstracker.pl/en/satellites/59588>. Доступ осуществлён 16.03.2026.
- [3] Бавина Н. Космоса тогда не было. Статья на сайте Русское Поле. 2002. URL: <http://ruszhizn.ruspole.info/node/581>. Дата обращения 16.03.2026.
- [4] Егоров В.А., Резников А.В., Сазонов В.В. Оптимизация перелета космического аппарата с солнечным парусом от Земли к Марсу с пертурбационным маневром у Венеры // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 1999. №. 8.
- [5] Климович Д.Н., Комаров М.М., Сазонов В.В. Расчет сил и моментов светового давления, действующих на роторный солнечный парус // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 1995. №. 59.
- [6] Климович Д.Н., Комаров М.М., Сазонов В.В. Расчет формы роторного солнечного паруса // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 1995. №. 58.
- [7] Ле Фор Ж., Графиньи А. Вокруг Солнца / Северо-Запад, 2011. ISBN: 978-5-4224-0120-8.
- [8] Минакова И. Солнце наполняет паруса. Статья на сайте корпорации РОСКОСМОС. 2022. URL: <https://www.roscosmos.ru/37692/>. Дата обращения 16.03.2026.
- [9] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом / Под ред. В. А. Егорова. 2-е изд., доп. Москва: URSS, 2010. ISBN 978-5-397-01565-3.
- [10] Сазонов Вас.В., Сазонов В.В. Расчет главного вектора и главного момента сил светового давления, действующих на космический аппарат с солнечным парусом // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2007. №. 46. 26 с. URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2007-46>
- [11] Сапунков Б.Я. Оптимизация траектории перелёта космического аппарата с солнечным парусом от Земли к Марсу // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 1990. №. 141.
- [12] Сайт организации Консорциум «Космическая регата». Дата обращения 12.05.2024.
- [13] Хабибуллин Р.М., Старинова О.Л. Алгоритм применения законов управления движением космического аппарата с солнечным парусом для совершения некомпланарного перелета Земля-Марс // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. №. 8 (104). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2006>

- [14] Цандер Ф.А. Перелеты на другие планеты // Техника и жизнь. 1924. Т. 13. С. 15-16. URL: [https://ru.wikisource.org/wiki/Перелёты_на_другие_планеты_\(Цандер\)](https://ru.wikisource.org/wiki/Перелёты_на_другие_планеты_(Цандер)) (Дата обращения 16.03.2026).
- [15] Юй В., Старинова О.Л. Исследование цилиндрических орбит ниже южного полюса Луны вблизи точки L2 на основе солнечного паруса // Мехатроника, автоматизация, управление. 2023. Т. 24. №. 12. С. 652-659. DOI: <https://doi.org/10.17587/mau.24.652-659>
- [16] Amodio A.M., Carzana L., Dirkx D., et al. Covariance-Based Estimation Performance for In-Flight Calibration of NASA's ACS3 Solar Sail // Advances in Space Research. 2025. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2025.10.090>
- [17] Baoyin H., McInnes C.R. Solar sail orbits at artificial Sun-Earth libration points // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2005. Vol. 28. №. 6. pp. 1328-1331. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.14598>
- [18] Berthet, M., Schalkwyk, J., Çelik, O., et al. Space sails for achieving major space exploration goals: Historical review and future outlook // Progress in Aerospace Sciences. 2024. V. 150. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.101047>
- [19] Boni L., Mengali G., Quarta A.A. Solar sail structural analysis via improved finite element modeling // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2017. Vol. 231. №. 2. pp. 306-318. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410016636164>
- [20] Bookless J., McInnes C.R. Control of Lagrange point orbits using solar sail propulsion // Acta Astronautica. 2008. Vol. 62. №. 2-3. pp. 159-176. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.12.051>
- [21] Carzana L., Amodio A.M., Visser P., et al. Calibration Steering Laws to Estimate the Optical Properties of NASA's ACS3 Solar Sail // Proceedings of the 29th International Symposium on Space Flight Dynamics, European Space Operations Centre (ESOC) and EUMETSAT. 2024. URL: https://issfd.org/ISSFD_2024/ISSFD2024_11-1.pdf
- [22] Ceriotti M., McInnes C.R., Diedrich B.L. The pole-sitter mission concept: an overview of recent developments and possible future applications // 62nd International Astronautical Congress 2011.
- [23] Choi M., Damaren C.J. Structural dynamics and attitude control of a solar sail using tip vanes // Journal of Spacecraft and Rockets. 2015. Vol. 52. №. 6. pp. 1665-1679. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A33179>
- [24] Chujo T. Near-optimal lunar-orbit control using solar sails // AIAA SCITECH 2024 Forum. 2024. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2024-0840>
- [25] Circi C. Simple strategy for geostationary stationkeeping maneuvers using solar sail // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2005. Vol. 28. №. 2. pp. 249-253. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.6797>
- [26] Clarke A.C. Sunjammer // Boy's Life. 1964. URL: <https://fiction.scoutlife.org/the-sunjammer/>. Accessed on 16.03.2026.
- [27] Coco M., Matonti C.L., Cappelletti C., et al. Planetary sunshade for solar geoengineering: Preliminary design of a precursor system and mission // Acta Astronautica. 2025. Vol. 235. pp. 452-462. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.05.031>
- [28] Crum R.M., Srivastava P.R., Wang Q.X., et al. Hybrid Reflection/Transmission Diffraction Grating Solar Sail // Photonics, MDPI. 2025. Vol. 12. №. 10. DOI: <https://doi.org/10.3390/photonics12100972>
- [29] Dachwald B. Minimum transfer times for nonperfectly reflecting solar sailcraft // Journal of Spacecraft and Rockets. 2004. Vol. 41. №. 4. pp. 693-695. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.6279>
- [30] Dachwald B., Seboldt W., Macdonald M., et al. Potential solar sail degradation effects on trajectory and attitude control // AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit. 2005. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2005-6172>
- [31] Dachwald B., Wie B. Solar sail kinetic energy impactor trajectory optimization for an asteroid-deflection mission // Journal of Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. №. 4. pp. 755-764. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.22586>

- [32] Dickinson D. STATUS UPDATE: ARTEMIS 1'S CUBESAT MISSION. Online magazine Sky&Telescope. 2022. URL: <https://skyandtelescope.org/astronomy-news/status-update-artemis-1s-smallsat-missions/>. Accessed on 16.03.2026.
- [33] Dubill A.L., Swartzlander Jr G.A. Circumnavigating the sun with diffractive solar sails // Acta Astronautica. 2021. Vol. 187. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.06.036>
- [34] European space agency. BepiColombo factsheet. Website. URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/BepiColombo/BepiColombo_factsheet. Accessed on 16.03.2026.
- [35] Farrés A., Jorba A. Station keeping of a solar sail around a halo orbit // Acta Astronautica. 2014. Vol. 94. №. 1. pp. 527-539. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.07.002>
- [36] Figliozzi G. Update on NASA's Advanced Composite Solar Sail System. NASA website. 2024. URL: <https://www.nasa.gov/blogs/smallsatellites/2024/10/22/update-on-nasas-advanced-composite-solar-sail-system/>. Accessed on 16.03.2026.
- [37] Friedman L., Pichkhadze K., Kudryashov V., et al. COSMOS 1: the attempt to fly the first solar sail mission // IAF abstracts, 34th COSPAR Scientific Assembly. 2002. P. 191.
- [38] Garwin R.L. Solar sailing-a practical method of propulsion within the solar system // Jet Propulsion. 1958. V. 28. № 3. pp. 188-190.
- [39] Gong S., Macdonald M. Review on solar sail technology // Astrodynamics. 2019. V. 3. №. 2. pp. 93-125. DOI: <https://doi.org/10.1007/s42064-019-0038-x>
- [40] Hadley W.F. Exploring the Cislunar Environment with a Solar Sail: master's thesis. University of Auckland, 2025. URL: <https://hdl.handle.net/2292/71961>
- [41] Heaton A.F., Artusio-Glimpse A. An update to the NASA reference solar sail thrust model // AIAA SPACE 2015 conference and exposition. 2015. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2015-4506>
- [42] Heiligers J., Macdonald M., Parker J.S. Extension of Earth-Moon libration point orbits with solar sail propulsion // Astrophysics and Space Science. 2016. Vol. 361. №. 7. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10509-016-2783-3>
- [43] Heiligers J., McInnes C.R. Solar sail heliocentric Earth-following orbits // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. Vol. 38. №. 5. pp. 937-944. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.G000579>
- [44] Helvajian H., Rosentha A., Poklemba J., et al. Mission architecture to reach and operate at the focal region of the solar gravitational lens // Journal of Spacecraft and Rockets. 2023. Vol. 60. №. 3. pp. 829-847. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A35493>
- [45] Hou X., Liu L. On Orbit Control of Spacecrafts with Solar Sail around the Earth-Moon Collinear Libration Point // Journal of Astronautics. 2009. Vol. 30. № 6. pp. 2249-2257. DOI: <http://dx.chinadoi.cn/10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.033>
- [46] Johnson L., Akhavan-Tafti M., Sood R., et al. Space Weather Investigation Frontier (SWIFT) mission concept: Continuous, distributed observations of heliospheric structures from the vantage points of Sun-Earth L1 and sub-L1 // Acta Astronautica. 2025. Vol. 236. pp. 684-691. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.07.038>
- [47] Johnson L., Betts E., Heaton A., et al. Near Earth Asteroid Scout-Mission Update // 36th Annual Small Satellite Conference. 2022.
- [48] Jules V. From the Earth to the Moon. 1865. English version. URL: <https://www.gutenberg.org/files/83/83-h/83-h>. Accessed on 16.03.2026.
- [49] Kepler J. De cometis libelli tres: I. Astronomicvs. 1619. URL: <https://www.e-rara.ch/zut/doi/10.3931/e-rara-1007>. Accessed on 16.03.2026.
- [50] Kezerashvili R.Y., Matloff G.L. Microscopic approach to analyze solar-sail space-environment effects // Advances in Space Research. 2009. Vol. 44. №. 7. pp. 859-869. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2009.05.002>
- [51] Klein E.M., Seefeldt P., Sznajder M., et al. Solar sail propulsion limitations due to hydrogen blistering: Progression of reflectance decrease // Advances in Space Research. 2025. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2025.12.061>

- [52] Koblik V., Polyakhova E., Sokolov L. Solar sail near the Sun: Point-like and extended models of radiation source // *Advances in Space Research*. 2011. Vol. 48. №. 11. pp. 1717-1739. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2011.04.024>
- [53] Lebedew P. Les forces de Maxwell-Bartoli dues a la pression de la lumière // *Rapports Présentés au Congrès International de Physique*. 1900. Vol. 2. pp. 133-140. URL: <http://www.e-heritage.ru/Book/10077976>. Accessed on 16.03.2026.
- [54] Leipold M., Seboldt W., Lingner S., et al. Mercury sun-synchronous polar orbiter with a solar sail // *Acta Astronautica*. 1996. Vol. 39. №. 1-4. pp. 143-151. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(96\)00131-2](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(96)00131-2)
- [55] Lichodziejewski D., Derbes B., Sleight D., et al. Vacuum deployment and testing of a 20M solar sail system // *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2006. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2006-1705>
- [56] Lockett T. R., Castillo-Rogez J., Johnson L., et al. Near-earth asteroid scout flight mission // *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. 2020. Vol. 35. № 3. pp. 20-29. DOI: <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2958729>
- [57] Macdonald M., Hughes G.W., McInnes C.R., et al. Solar polar orbiter: a solar sail technology reference study // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2006. Vol. 43. №. 5. pp. 960-972. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.16408>
- [58] Macdonald M., McInnes C.R. Realistic earth escape strategies for solar sailing // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2005. Vol. 28. №. 2. pp 315-323. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.5165>
- [59] Matonti C.L., Coco M., Cappelletti C., et al. Roadmap Toward a Planetary Sunshade for Space-Based Solar Geoengineering // Available at SSRN 5223310. 2024. URL: https://papers.ssrn.com/sol3/papers.cfm?abstract_id=5223310
- [60] Maxwell J.C. A treatise on electricity and magnetism. Oxford: Clarendon Press. 1873. V. 1.
- [61] McInnes C.R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications. Springer Science & Business Media. 2004.
- [62] McInnes C.R., McDonald A.J.C., Simmons J.F.L., et al. Solar sail parking in restricted three-body systems // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1994. Vol. 17. №. 2. pp. 399-406. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.21211>
- [63] Mengali G., Quarta A.A. Near-optimal solar-sail orbit-raising from low earth orbit // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2005. Vol. 42. №. 5. pp. 954-958. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.14184>
- [64] Mori O., Shirasawa Y., Mimasu Y., et al. Overview of IKAROS mission. *Advances in solar sailing*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. 2014. pp. 25-43. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-642-34907-2_3
- [65] Murphy D.M. Validation of a scalable solar sailcraft // *53rd Joint Army Navy Nasa Air Force (JANNAF) Propulsion Meeting/2nd LPS/1st SPS Joint Meeting*. 2006. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20060004997>
- [66] Nutter A., Bauda C., Culeux J., et al. Objectives, design and initial test results of the upcoming GAMA-Beta solar sail in-orbit demonstration // *Proceedings of the 6th International Symposium on Space Sailing (ISSS)*, New York, USA. 2023. URL: https://www.citytech.cuny.edu/ISSS2023/docs/presentations/08_June_5_Nutter.pdf. Accessed on 16.03.2026.
- [67] Ozimek M.T., Grebow D.J., Howell K.C. Design of solar sail trajectories with applications to lunar south pole coverage // *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2009. Vol. 32. №. 6. pp. 1884-1897. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.41963>
- [68] Piloni A., Ceriotti M., Dachwald B. Solar-sail trajectory design for a multiple near-earth-asteroid rendezvous mission // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2016. Vol. 39. №. 12. pp. 2712-2724. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.G000470>
- [69] Pengyuan Z., Chenchen W.U., Yangmin L.I. Design and application of solar sailing: A review on key technologies // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2023. V. 36. №. 5. pp. 125-144. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.11.002>

- [70] Perepukhov D., Diugaeva I. Sundivers performance analysis with locally optimal control law // Advances in space research. 2026. In Press. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2026.01.104>
- [71] Pezent J.B., Sood R., Heaton A. Innovative solar sail earth-trailing trajectories enabling sustainable heliophysics missions // The Journal of the Astronautical Sciences. 2020. Vol. 67. №. 4. pp. 1249-1270. DOI: <https://doi.org/10.1007/s40295-020-00214-3>
- [72] Pino T., Circi C., Vulpetti G. Wrinkling analysis for small solar-photon sails: An experimental and analytic approach for trajectory design // Advances in Space Research. 2019. Vol. 63. №. 11. pp. 3675-3690. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.02.016>
- [73] Quarta A.A. Heliocentric Orbital Repositioning of a Sun-Facing Diffractive Sail with Controlled Binary Metamaterial Arrayed Grating // Applied Sciences. 2025. Vol. 15. №. 15. DOI: <https://doi.org/10.3390/app15158755>
- [74] Reichhardt T. Space technology: Setting sail for history // Nature. 2005. V. 433. № 7027. pp. 678-680.
- [75] Ridenoure R., Munakata R., Diaz, A., et al. LightSail program status: one down, one to go // 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. 2015. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3196&context=smallsat>. Accessed on 16.03.2026.
- [76] Ridenoure R.W., Munakata R., Wong S.D., et al. Testing the lightsail program: Advancing solar sailing technology using a cubesat platform // Journal of Small Satellites. 2016. Vol. 5. №. 2. pp. 531-550. URL: <https://www.jossonline.com/storage/2021/08/Final-Spencer-Testing-The-LightSail-Program-Advancing-Solar-Sailing-Technology-Using-a-CubeSat-Platform.pdf>. Accessed on 16.03.2026.
- [77] Rios-Reyes L., Scheeres D.J. Generalized model for solar sails // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42. №. 1. pp. 182-185. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.9054>
- [78] Rios-Reyes L., Scheeres D.J. Solar-sail navigation: Estimation of force, moments, and optical parameters // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2007. Vol. 30. №. 3. pp. 660-668. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.24340>
- [79] Rozhkov M.A., Starinova O.L., Chernyakina I.V. Influence of optical parameters on a solar sail motion // Advances in Space Research. 2021. Vol. 67. №. 9. pp. 2757-2766. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.06.017>
- [80] Sarvestani A. NASA's Solar Sail: We Have Liftoff!. NASA website. 2024. URL: <https://www.nasa.gov/blogs/smallsatellites/2024/04/23/nasas-solar-sail-we-have-liftoff/>. Accessed on 16.03.2026.
- [81] Saunders R. Clipper Ships of Space // Astounding Science Fiction. 1951. V. 47.
- [82] Sobey A.R., Lockett T.R. Design and development of NEA Scout solar sail deployer mechanism // 43rd Aerospace Mechanisms Symposium. 2016. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160008143>. Accessed on 16.03.2026.
- [83] Spencer D.A., Johnson L., Long A.C. Solar sailing technology challenges // Aerospace Science and Technology. 2019. V. 93. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.07.009>
- [84] Spencer D.A., Betts B., Bellardo J.M., et al. The LightSail 2 solar sailing technology demonstration // Advances in Space Research. 2021. Vol. 67. № 9. pp. 2878-2889. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.06.029>
- [85] Starinova O., Chernyakina I., Khabibullin R., et al. The interplanetary missions design of solar sail spacecraft // Mathematics in Engineering, Science & Aerospace (MESA). 2024. Vol. 15. №. 4. pp. 1119-1127.
- [86] Suslov K., Shirobokov M., Trofimov S. Approximate Finite Fourier Solution to the Periodically Perturbed Two-Body Problem // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2024. Vol. 47. №. 8. pp. 1698-1708. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.G007900>
- [87] Swartzlander Jr G.A. Radiation pressure on a diffractive sailcraft // Journal of the Optical Society of America B. 2017. Vol. 34. №. 6. DOI: <https://doi.org/10.1364/JOSAB.34.000C25>
- [88] Swartzlander Jr G.A. Theory of radiation pressure on a diffractive solar sail // Journal of the Optical Society of America B. 2022. Vol. 39. №. 9. DOI: <https://doi.org/10.1364/JOSAB.468588>

- [89] Sznajder M. Degradation of Materials under Space Conditions-Extrapolation of Short Term Laboratory Results on Long Term Space Mission Effects: diss. Universität Bremen, 2016. URL: https://elib.dlr.de/106558/1/phd_hbu.pdf
- [90] Sznajder M., Seefeldt P., Spröwitz T., et al. Solar sail propulsion limitations due to hydrogen blistering // *Advances in Space Research*. 2021. Vol. 67. №. 9. pp. 2655-2668. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.06.034>
- [91] Thompson S.M., Pushparaj N., Cappelletti C. Reflective and transmissive solar sails: Dynamics, flight regimes and applications // *Acta Astronautica*. 2024. Vol. 220. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.04.032>
- [92] Trofimov S.P., Ovchinnikov M.Yu. Performance scalability of square solar sails // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018. Vol. 55. №. 1. pp. 242-246. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A33894>
- [93] Tsuda Y., Mori O., Funase R., et al. Achievement of IKAROS—Japanese deep space solar sail demonstration mission // *Acta Astronautica*. 2013. V. 82. No 2. pp. 183-188. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.032>
- [94] Turyshev S.G., Garber D., Friedman L.D., et al. Science opportunities with solar sailing smallsats // *Planetary and Space Science*. 2023. Vol. 235. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pss.2023.105744>
- [95] Underwood C., Viquerat A., Schenk M., et al. InflateSail de-orbit flight demonstration results and follow-on drag-sail applications // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 162. pp. 344-358. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.05.054>
- [96] Vatankhahghadim B., Damaren C.J. Solar sail deployment dynamics // *Advances in space research*. 2021. Vol. 67. №. 9. pp. 2746-2756. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.03.029>
- [97] Vulpetti G., Scaglione S. The Aurora project: Estimation of the optical sail parameters // *Acta Astronautica*. 1999. Vol. 44. №. 2-4. pp. 123-132. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(99\)00038-7](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(99)00038-7)
- [98] Gama website. URL: <https://www.gamaspace.com/>. Accessed on 16.03.2026.
- [99] Wie B. Solar sail attitude control and dynamics, part 1 // *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2004. Vol. 27. №. 4. pp. 526-535. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.11134>
- [100] Wie B. Solar sail attitude control and dynamics, part two // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2004. Vol. 27. №. 4. pp. 536-544. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.11133>
- [101] Wilkie K., Fernandez J. Advanced composite solar sail system (ACS3) mission update // *The 6th International Symposium on Space Sailing*. 2023. URL: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20230008378/downloads/Wilkie_ACS3_mission_update_ISSS_2023_20230530_rev_a.pdf. Accessed on 16.03.2026.
- [102] Wilkie W.K., Fernandez J.M., Stohlman O.R., et al. An Overview of the NASA Advanced Composite Solar Sail (ACS3) Technology Demonstration Project // *AIAA SciTech Forum 2021 Spacecraft Structures Conference*. 2021. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2021-1260>
- [103] Zhu K., Zhang R., Xu D., et al. Venus round trip using solar sail // *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*. 2012. Vol. 55. №. 8. pp. 1485-1499. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11433-012-4792-8>

Оглавление

Введение	3
I. Принцип работы солнечного паруса.....	4
II. История идеи солнечных парусов.....	7
Рождение идеи	7
Развитие идеи	8
III. Становление солнечных парусов: обзор миссий.....	9
Знамя-2 (1993).....	9
Космос-1 (2005).....	11
IKAROS (2010).....	12
LightSail-1 & 2 (2015, 2019)	14
NEA Scout (2022).....	16
ACS3 (2024)	16
Другие миссии.....	17
IV. Направления применения солнечных парусов.....	18
Околосолнечные орбиты.....	18
Околосолнечное пространство	19
Земное окружение.....	20
Межпланетные миссии	20
Дальние области Солнечной системы и межзвёздное пространство	20
V. Технологии солнечных парусов.....	21
Технологические аспекты	21
Полотно паруса	21
Упаковка полотна паруса	22
Система установки и развёртывания паруса.....	23
Механизмы для управления движением солнечного парусника	23
Интеграция с другими системами КА	24
Проведение наземных тестов	24
Математические аспекты.....	24
Моделирование оптических свойств полотна	24
Моделирование возникающих сил и моментов.....	25
Моделирование динамики полотна.....	26
Моделирование деградации полотна	26
Полётная калибровка	27
Построение и оптимизация траектории	27
Построение алгоритмов управления угловым движением.....	27
VI. Текущее состояние и прогнозы на будущее	28
Заключение	29
Список литературы	30