ВСЕРОССИЙСКИЙ КОНКУРС НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ТВОРЧЕСКИХ РАБОТ МОЛОДЁЖИ

«МЕНЯ ОЦЕНЯТ В XXI ВЕКЕ»

Направление: Астрономия

Тема: Увеличение центробежной силы солнечного паруса

Соискатель: Прасолова Дарья Сергеевна

Научный руководитель: Фалина Алена Сталиевна

Место выполнения работы: МБОУ – Алданский лицей МР «Алданский район» РС (Я)

2026

Оглавление

Ведение……..……3

1. Глава 1 Эволюция технологий……..5
2. Глава 2 Анализ……..……9
3. Глава 3 концепция применимости космических парусов ……14
4. Глава 4. Математическое моделирование светового давления и обоснование авторской концепции парусной системы……...…16

Заключение……..……...…21

Список литературы……..……22

Введение

Актуальность: Современная космонавтика сталкивается с жесткими ограничениями массово-габаритных характеристик космических аппаратов из-за высокой стоимости вывода массы на орбиту и ограниченного запаса химического топлива. Использование светового давления в качестве бестопливного [1] источника тяги позволяет создавать космические аппараты с теоретически неограниченной дальностью и продолжительностью полета. Исследование истории становления этой концепции, физических принципов светового импульса и инженерных решений в области солнечных парусов актуально для разработки перспективных систем межпланетного транспорта и освоения дальнего космоса.

Цель: разработка интерактивной модели солнечного паруса и математическая постановка задачи его функционирования на основе сравнительного анализа.

Объект исследования
Солнечный парус как система бестопливного движения космических аппаратов, использующая давление солнечного света.

Предмет исследования
Физико-математические принципы передачи импульса света, историческая эволюция конструкций солнечных парусов, сферы их практического применения и динамика их функционирования.

Задачи исследования
Для достижения поставленной цели в работе определены следующие основные задачи:

1. Изучить физико-теоретические основы взаимодействия солнечного излучения с наклоненными зеркальными поверхностями в условиях космического вакуума, а также механика-динамические принципы возникновения вращательного момента без применения реактивной тяги.
2. Сравнить существующие модели и конструктивные схемы солнечных парусов по ключевым критериям: удельная масса конструкции, надежность механики развертывания, динамическая устойчивость и потребность в рабочем теле.
3. Разработать комплексную техническую и математическую модель автономного бескаркасного гелиожира, объединяющую: механизм первичного авторазгона жесткого ротора за счет фотометрического крутящего момента; алгоритм попарно-симметричного выпуска пленочных лепестков для компенсации эффекта фигуриста; конструкцию катушечного модуля
4. Доказать работоспособность и динамическую устойчивость концепта путем математического моделирования процессов авторотации ротора, сохранения момента импульса при стравливании гибких парусов и бестопливного изменения вектора тяги при циклическом управлении шагом.

Методы исследования
Для реализации поставленных задач и доказательства гипотезы в работе используется комплекс взаимодополняющих научных методов:

1 Информационно-поисковый метод: Сбор, систематизация и обобщение результатов международных космических миссий, патентных материалов и научных публикаций ведущих космических агентств в области технологии солнечных парусов, космической механики и динамики вращающихся гибких конструкций.

2 Метод теоретического исследования: Применение фундаментальных законов физики и космической динамики корпускулярной теории света, теоретической механики и теории аэроупругости для обоснования принципа бестопливного авторазгона ротора.

3 Метод сравнительного и системного анализа: Детальный анализ конструктивных схем существующих пространственных парусных систем. Выявление и классификация ключевых факторов технического риска.

4 Метод математического расчета: Количественный расчет физико-технических параметров системы:

4.1 векторов сил радиационного давления фотонов и создаваемого ими крутящего момента на наклоненных лопастях;

4.2 динамики изменения момента инерции и угловой скорости при фазированном стравливании гибких парусов;

4.3 центробежных сил натяжения лент и пороговых нагрузок для тензометрической системы автоматического торможения.

5 Метод компьютерного и физико-математического моделирования: Создание моделей механизма взаимодействия элементов.

Глава 1 Эволюция технологий

1.1 стартовые идеи

Применение светового паруса в роли движущей системы для внеземных модулей принято считать современным вектором развития космонавтики, однако корни данной концепции уходят глубоко в историю физической мысли. Теоретический базис, описывающий силовое воздействие светового потока на отражающие объекты, был заложен во второй половине XIX века шотландским исследователем Джеймсом Клерком Максвеллом, опубликовавшим свои выводы в 1873 году. Спустя несколько десятилетий, на рубеже веков в 1899–1901 годах, отечественный физик Пётр Лебедев сумел подтвердить гипотезу Максвелла опытным путем, экспериментально зафиксировав радиационное давление. В начале 1920-х годов данное открытие легло в основу прикладных космологических проектов. В частности, исследователи Константин Циолковский и Фридрих Цандер детально описали математическую возможность разгона межпланетных аппаратов за счет развертывания масштабных тонкопленочных зеркал.

Константин Эдуардович Циолковский 1857–1935 признан основоположником мировой теоретической космонавтики. Детство будущего ученого прошло в Рязанской губернии село Ижевское, где из-за перенесенного недуга он практически полностью лишился слуха, что предопределило его переход на автономный формат обучения. Интуиция и глубокий анализ позволили ему сформировать идейную базу для целого поколения советских конструкторов ракетной техники. Научные интересы Циолковского простирались значительно дальше ракетостроения: в 1897 году он сконструировал первый в стране аэродинамический туннель для испытаний, а в 1894 году представил проект инновационного свободнонесущего моноплана из металла.

Сподвижником и единомышленником Циолковского выступал Фридрих Артурович Цандер 1887–1933, советский инженер родом из Риги. Наряду с масштабными расчетами летящих под давлением света конструкций, Цандер внес фундаментальный практический вклад в развитие ракетостроения, спроектировав первые отечественные жидкостные ракетные двигатели типов ОР-1 и ОР-2. Ученый стоял у истоков натурных огневых испытаний в СССР, однако не дожил до триумфального старта первой советской ракеты на жидком топливе ГИРД-09, скончавшись от сыпного тифа весной 1933 года.

1.2 первые исследования и теории

У истоков идеи космического мореплавания стоял немецкий астроном Иоганн Кеплер. В начале XVII века, основываясь на наблюдениях за тем, как хвосты комет неизменно отклоняются в противоположную от Солнца сторону, он высказал предположение о существовании некоего солнечного воздействия. В 1610 году в переписке с Галилео Галилеем Кеплер выразил уверенность, что в будущем человечество сможет построить корабли и приспособить паруса для навигации по небесным просторам. Несмотря на то, что детальные труды Кеплера о природе кометных хвостов вышли позже, именно это письмо считается первым концептуальным предвидением полетов под действием «солнечного ветра».

Математическое и физическое обоснование данное явление получило во второй половине XIX века благодаря работам британского физика Джеймса Клерка Максвелла. Разработанная им в

1861–1864 годах классическая электродинамика теоретически доказала, что электромагнитное излучение обладает импульсом и способно оказывать механическое давление на материальные объекты.

Параллельно с физиками эту концепцию начали осмыслять писатели-фантасты. В 1865 году Жюль Верн в романе «С Земли на Луну» [8] высказал прорывную для своего времени мысль о том, что будущие межпланетные путешествия будут осуществляться на скоростях, полученных за счет энергии света или электричества.

1.3 от теоретических расчетов к современным миссиям

Несмотря на то, что к концу XIX века математический базис электродинамики уже существовал, концепция светового давления оставалась исключительно гипотетической теорией. В научном сообществе велись ожесточенные споры, а многие физики скептически относились к идее механического воздействия фотонов, считая его неизмеримо малым или вовсе иллюзорным.

Настоящим прорывом и неопровержимым доказательством реальности этого феномена стали изыскания российского физика Петра Лебедева. В 1899 году с помощью специально сконструированных торсионных весов в условиях глубокого вакуума ему удалось полностью нивелировать сторонние тепловые помехи и впервые в мире экспериментально измерить силу давления света на твердые тела [2]. Проведенный Лебедевым опыт стал важнейшей отправной точкой для прикладной космонавтики: он превратил абстрактные уравнения в доказанный закон природы. Без этого фундаментального открытия последующий переход к инженерному проектированию космических парусов был бы невозможен.

Опираясь на доказанный Лебедевым факт, теоретики космонавтики начали разрабатывать первые прикладные концепции. В 1908 году шведский ученый Сванте Аррениус высказал предположение, что излучение звезд способно переносить микроорганизмы между планетными системами, заложив основы теории панспермии.

Практическое же применение светового давления для маневрирования космических аппаратов впервые обосновал Константин Циолковский в 1921 году, предложивший использовать гигантские зеркальные конструкции из тончайшего листового материала [4]. Несколько лет спустя, в 1925 году, советский инженер Фридрих Цандер опубликовал первую профильную техническую статью [3]. Он провел детальный математический анализ и доказал, что воздействие сверхмалых сил лучистой энергии на ультратонкие отражающие экраны способно эффективно разгонять корабли до космических скоростей.

В последующие десятилетия идея развивалась как в трудах ученых например, в работах Дж. Б. С. Холдейна и Джона Бернала, описавших тактику лавирования кораблей в гравитационном поле Солнца, так и на страницах научной фантастики. В произведениях Рассела Сондерса 1951 г. и Артура Кларка 1964 г. концепция парусного флота в космосе была окончательно популяризирована и представлена широкой общественности.

В 1970-х годах американский астроном Карл Саган выступил главным идеологом практической реализации этой технологии. Он активно продвигал проект отправки межпланетного паруса навстречу комете Галлея. Хотя из-за жестких временных рамок миссия не состоялась,

именно эта инициатива перевела тему в плоскость реальных конструкторских разработок. В 1976 году в Лаборатории реактивного движения при NASA стартовали первые официальные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по проектированию солнечных парусов.

1.4 от чертежей к реальным космическим полетам

Конец XX и начало XXI века ознаменовались переходом от лабораторных расчетов к практическим испытаниям в космическом пространстве. Первым в истории успешным развертыванием парусной структуры на орбите стал эксперимент «Знамя-2», осуществленный на борту российской орбитальной станции «Мир» в 1993 году. (рис.1.1)

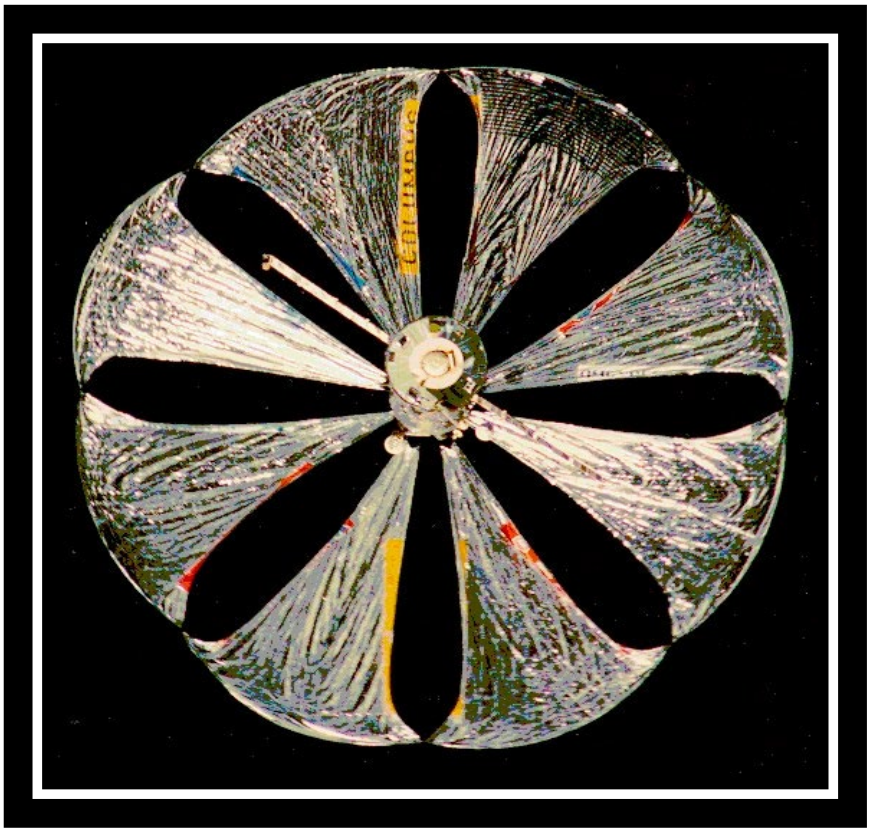


Рис. 1.1 «Знамя-2» 4 февраля 1993 г.

Настоящим триумфом технологии в 2010 году [6] стал запуск японского космического аппарата IKAROS (рис. 1.2). Этот зонд не просто раскрыл в открытом космосе полиимидный парус толщиной всего 7,5 микрометров, но и впервые доказал возможность реального межпланетного перелета исключительно за счет давления солнечного света.

В последующие годы существенный вклад в развитие направления внесло Планетарное общество The Planetary Society, успешно реализовавшее миссии LightSail-1 2015 г. и LightSail-2 2019 г. Эти аппараты на околоземной орбите продемонстрировали, что даже сверхмалые спутники могут эффективно корректировать свою траекторию и поднимать высоту орбиты, используя только кинетическую энергию солнечных фотонов.

Сегодня технология космических парусов рассматривается как один из самых перспективных инструментов для дальних исследовательских миссий. Парусные системы не требуют тяжелого химического топлива, что открывает перед человечеством долгосрочную перспективу прямого изучения глубокого космоса и автоматических полетов к границам Солнечной системы.

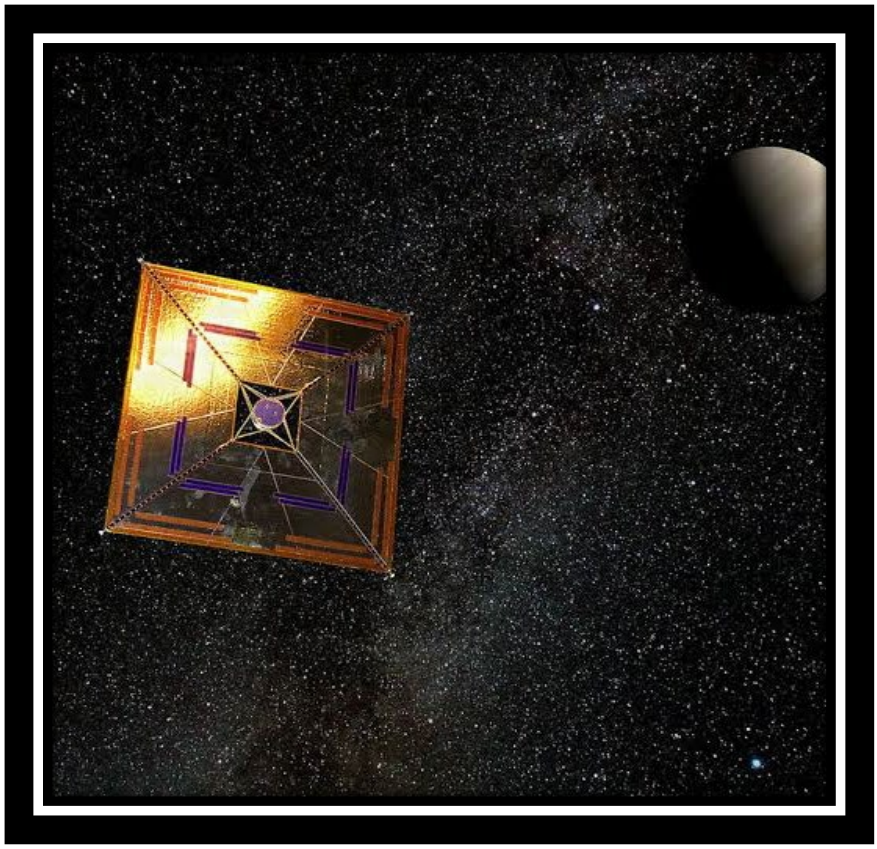


Рис. 1.2 Зонт IKAROS

1.5 хроника неудачных миссий

История практического освоения космических парусов включает в себя не только успешные эксперименты, но и целый ряд критических аварий [7]. Большинство неудач на раннем этапе было связано не с дефектами самих парусов, а с низкой надежностью ракет-носителей или неотработанностью систем разделения ступеней. Каждая такая потеря, несмотря на ущерб, давала инженерам колоссальный эмпирический материал.

После частичного успеха эксперимента «Знамя-2» в 1993 году, отечественные ученые попытались масштабировать технологию. В феврале 1999 года на базе грузового корабля «Прогресс М-41» планировалось развернуть увеличенный до 25 метров светоотражающий диск «Знамя-2.5». Однако во время автоматической раскрутки и выпуска полотна за счет центробежных сил тончайшая металлизированная пленка зацепилась за выступающую штангу одной из внешних антенн системы «Курс» на самом корабле. Попытки освободить полотно привели к его критическому разрыву. Эксперимент был экстренно остановлен, а сам аппарат сведен с орбиты и затоплен. Эта неудача наглядно доказала инженерам, что бескаркасные дисковые паруса требуют абсолютной «чистки» корпуса корабля от любых выступающих элементов.

Самым сильным ударом по ранней парусной космонавтике стала гибель аппарата Cosmos 1 в июне 2005 года [5]. Это был первый в истории полноценный космический корабль, созданный исключительно для движения за счет солнечного света. Он имел передовую роторную геометрию, состоящую из восьми независимых лепестков-лопастей общей площадью около 600 квадратных метров. Запуск снова осуществлялся ракетой «Волна» с подводного крейсера. На 83-й секунде полета произошел критический отказ насоса двигателя первой ступени ракеты-носителя. Тяга резко упала, ракета не смогла набрать орбитальную высоту, и уникальный аппарат вместе со всем научным оборудованием был безвозвратно утерян в океане.

Данный этап продемонстрировал, что ключевой проблемой ранних миссий была даже не сама технология паруса, а неотработанность механизмов выведени**я** и общая уязвимость гибких пленок.

Глава 2 Анализ

2.1 Классификация и сравнительный анализ архитектуры солнечных парусов

Практическая реализация теоретических выкладок и переход к проектированию реальных аппаратов поставили перед инженерами сложнейшую задачу поиска оптимальной геометрической формы полотна. Успех применения солнечного паруса напрямую зависит от его способности сохранять стабильную отражающую поверхность при минимальном общем весе конструкции. Поиск компромисса между жесткостью и весовым совершенством привел к формированию трех основных архитектурных типов мембран, каждый из которых имеет свои уникальные инженерные достоинства и недостатки.

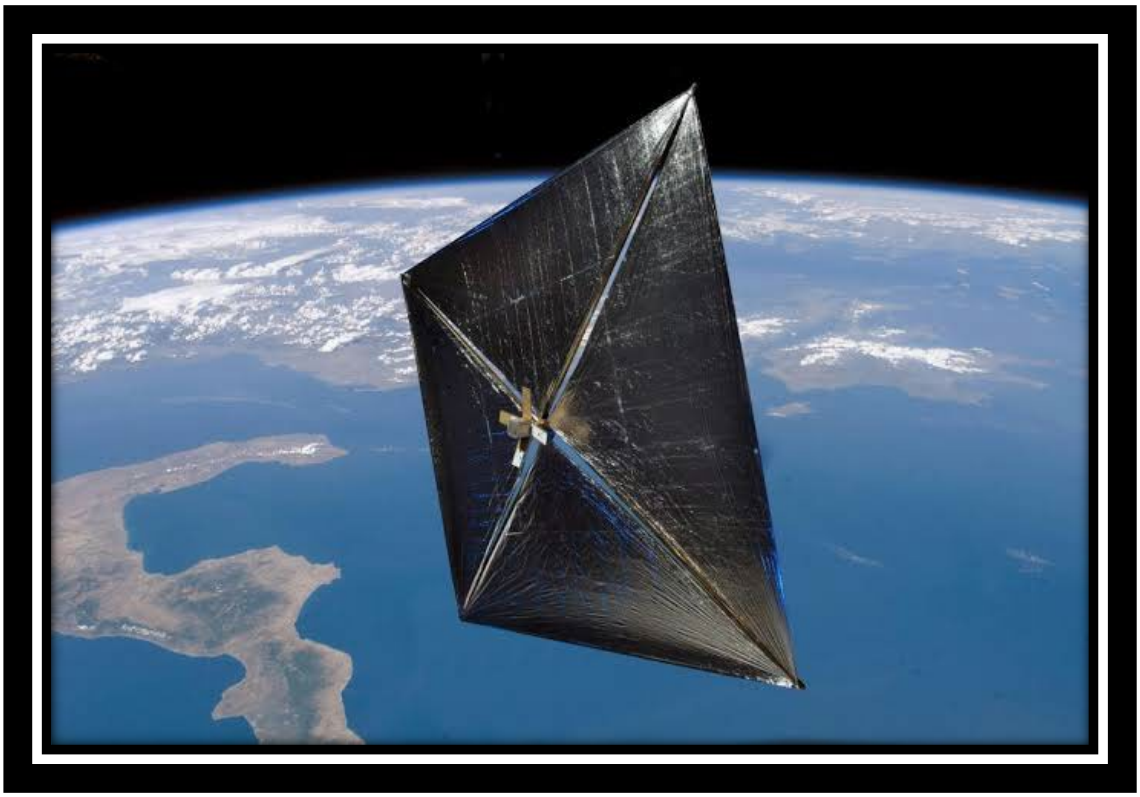


Рис. 2.1 Квадратный каркасный парус

Первым историческим и наиболее изученным вариантом стал квадратный каркасный парус (рис. 2.1). В этой конфигурации плоское прямоугольное или ромбовидное полотно жестко натягивается на несущую крестообразную основу, состоящую из раздвижных углепластиковых или металлических мачт. Главным преимуществом такой геометрии является высокая пространственная стабильность, гарантирующая фиксированную площадь отражения фотонов независимо от пространственного положения корабля. Кроме того, каркасный парус относительно прост в статическом управлении, поскольку вектор тяги можно корректировать с помощью небольших вспомогательных угловых парусов-рулей, а механизмы выдвижения штанг поддаются точной проверке в наземных вакуумных камерах. Однако наличие тяжелых механических опор существенно снижает общее массовое совершенство системы, уменьшая стартовое ускорение аппарата, а сами выдвижные узлы подвержены риску заклинивания из-за тепловых деформаций в открытом космосе.

Стремление полностью избавиться от лишнего веса силового каркаса привело к созданию дисковых или круглых бескаркасных парусов (рис. 2.2). В данной конструкции сплошная круглая мембрана удерживает свою форму исключительно за счет центробежных сил, возникающих при контролируемом вращении космического аппарата вокруг своей продольной оси. Отсутствие тяжелых мачт и приводов обеспечивает этой форме наивысший показатель отношения площади к массе, что позволяет кораблю развивать колоссальные скорости. Механическая надежность круглого паруса также крайне высока из-за отсутствия шарниров, способных заклинить при раскрытии. Тем не менее, у дисковой геометрии есть серьезный изъян, заключающийся в высокой гироскопической инертности. Быстро вращающийся массивный диск превращается в гироскоп, из-за чего аппарат становится крайне трудно переориентировать в пространстве, что критически ограничивает его маневренность. Кроме того, сам процесс вытягивания пленки под действием центробежных сил требует сложнейших динамических расчетов во избежание спутывания полотна.

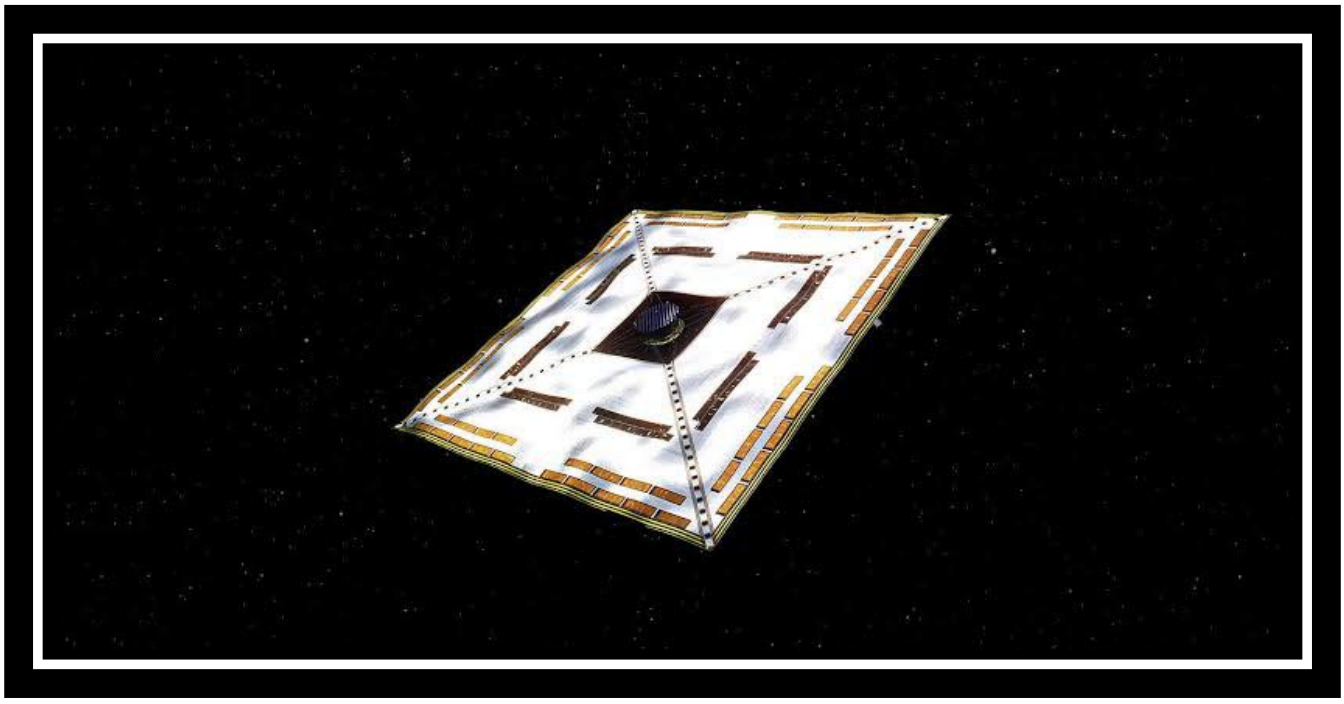


Рис. 2.2 Дисковый бескаркасный парус.

Эволюцией центробежного принципа, призванной решить проблему маневренности, стал роторный или вертолетный парус (рис. 2.3). Вместо цельной круглой мембраны такой парус состоит из нескольких независимых длинных и узких лент-лопастей, радиально расходящихся от центрального вращающегося модуля. Процесс развертывания вертолетного паруса считается самым надежным, так как ленты просто сматываются с бортовых катушек без риска заклинивания или разрыва сплошного зеркала. Главное же инженерное преимущество роторной формы заключается в беспрецедентной маневренности: управление вектором тяги осуществляется путем динамического изменения угла атаки отдельных лопастей по аналогии с автоматом перекоса несущего винта вертолета. Это позволяет осуществлять сложные лавирования в космическом пространстве с минимальными энергозатратами. Основной трудностью при реализации вертолетной геометрии остается чрезвычайная сложность программного обеспечения, необходимого для контроля упругих деформаций и изгибов вращающихся лент на экстремальных расстояниях от центра управления.

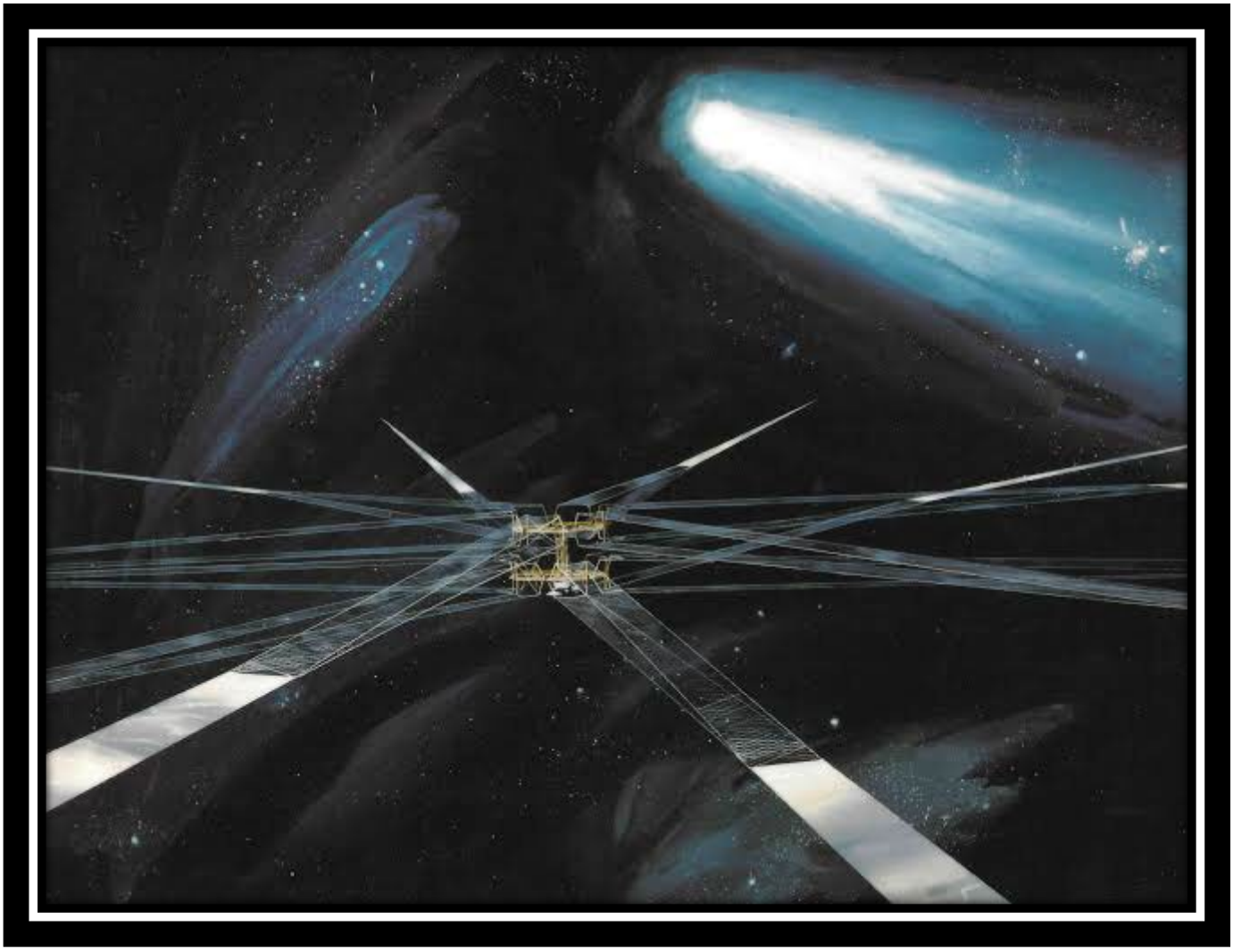


Рис. 2.3 Роторный парус

Для систематизации инженерных решений и определения оптимальной области применения каждой геометрической формы целесообразно провести их прямое сопоставление по ключевым эксплуатационным и конструктивным критериям. В качестве базиса для сравнения выступают массовое совершенство, сложность динамического контроля вектором тяги, риски на этапе развертывания, а также конкретные геометрические параметры, необходимые для транспортировки идентичного полезного груза, рассчитанные на основе математических моделей (таблица 1)

Сравнительная характеристика базовых геометрических форм солнечных парусов

Критерий сравнения	**Квадратный каркасный парус**	**Дисковый бескаркасный парус**	**Роторный/вертолетный парус**
Основа конструкции	Сплошное полотно на жестких раздвижных мачтах	Сплошной плоский диск без жестких мачт	Набор независимых длинных и узких лент-лопастей
Механизм стабилизации формы	Механическое натяжение на штангах-композитах	Центробежные силы за счет непрерывного вращения	Натяжение лопастей за счет вращения центральной ступицы
Управление вектором тяги	Статическое, с помощью угловых парусов-рулей	Медленное затруднено гироскопической инертностью диска	Динамическое циклическим изменением угла атаки лент
Риск заклинивания при раскрытии	Высокий из-за термических деформаций выдвижных штанг	Средний риск спутывания полотна при раскрутке	Минимальный прогрессивное сматывание лент с катушек
Примерные габариты для 25 кг полезного груза	Квадратное полотно размером 98 х 98 метров	Круглая мембрана диаметром 55 метров	10 лопастей шириной 3 м и длиной по 322 метра каждая
Основная сфера применения	Околоземные миссии и малые спутники	Перелеты во внутренние области Солнечной системы	Сверхдальние научно-исследовательские миссии

Таблица 1

2.2 Критерии оценки эффективности и измерение продуктивности парусных систем

Для объективного сопоставления и компаративного анализа различных проектов космических аппаратов, использующих лучистую энергию, требуется введение стандартизированного критерия эффективности. Наиболее репрезентативной и общепринятой метрикой в аэрокосмическом проектировании выступает характеристическое солнечное ускорение

паруса. Данный параметр детерминируется как максимальная величина ускорения под действием давления солнечного излучения, испытываемая космическим аппаратом при условии его нахождения на удалении ровно в одну астрономическую единицу от центра звезды, что соответствует среднему расстоянию от Земли до Солнца. На этом базовом удалении расчетная величина давления солнечного излучения на абсолютно поглощающую поверхность составляет фиксированное значение $P = 4{,}56\times10^{-6}$ Н/м². Следовательно, пропорциональное увеличение площади отражающей мембраны позволяет линейно масштабировать суммарную силу воздействия лучистого потока на конструкцию. Путем деления полученного значения силы на общую массу космического аппарата определяется удельное солнечное ускорение. При математическом моделировании идеальной зеркальной поверхности в расчетное уравнение вводится обязательный множитель, равный двум, поскольку отраженные фотоны за счет изменения знака импульса создают дополнительную реактивную отдачу, эквивалентную по модулю силе от падающего потока квантов. Тем не менее, реальные условия функционирования требуют учета конечной эффективности парусной системы, отражающей несовершенство оптических свойств отражающего покрытия, шероховатость пленки и неизбежный пространственный изгиб мембраны под нагрузкой.

С учетом вышеперечисленных физических факторов математическая модель для вычисления характеристического ускорения a_0 приобретает следующий вид (1):

$$a_0=\frac{2\eta P}{\sigma};\ \sigma=\frac{m}{A} \quad (1)$$

где параметр η обозначает коэффициент полезного действия или консервативную эффективность отражения, P представляет собой константу давления света на расстоянии в одну астрономическую единицу, а переменная σ детерминирует поверхностную плотность, то есть массу единицы площади парусного полотна, вычисляемую как отношение совокупной массы аппарата к площади его отражающей поверхности. В то время как реальное текущее ускорение движущегося корабля является динамической функцией, зависящей от текущего гелиоцентрического расстояния и пространственной ориентации плоскости мембраны относительно солнечных лучей, характеристическое ускорение служит универсальным базисом для сравнения конструкций на равных основаниях. Внедрение в производство ультратонких полимерных пленок толщиной порядка двух микрометров позволит достичь канонического характеристического ускорения обычного солнечного паруса на уровне одного миллиметра на секунду в квадрате. Данный показатель считается эталонным для технологических систем, хотя аппараты самого первого поколения демонстрируют несколько более низкие значения. В долгосрочной перспективе переход на композитные ультратонкие материалы сделает возможным проектирование перспективных систем с характеристическим ускорением, превышающим шесть миллиметров на секунду в квадрате.

Физические размеры парусного полотна, обеспечивающие достижение требуемого характеристического ускорения, могут быть непосредственно вычислены из представленного базового уравнения. Если принять за основу проектную гипотезу, согласно которой масса полезной нагрузки составляет одну треть от совокупного веса космического аппарата, и заложить консервативный коэффициент эффективности отражения равным 0,85, становится возможным определить точные геометрические параметры отражающей поверхности. Для классической квадратной каркасной конфигурации данный расчет напрямую задает длину стороны мембраны. В

частности, обеспечение эталонного характеристического ускорения в один миллиметр на секунду в квадрате накладывает жесткое требование к поверхностной плотности, которая не должна превышать 7,8 грамма на квадратный метр при указанном коэффициенте полезного действия. Далее, при условии равного распределения лимита массы между самой отражающей пленкой, несущей силовой структурой и полезным грузом, для транспортировки каждого килограмма целевой аппаратуры потребуется развернуть парус площадью 387 квадратных метров. Соответственно, для успешного вывода в дальний космос полезной нагрузки массой 25 килограммов инженерам необходимо спроектировать квадратный каркасный парус с физическими габаритами 98 на 98 метров. В качестве альтернативного конструктивного решения при ограничении ширины лопастей тремя метрами потребуется задействовать роторный парус типа «Heliogyro», состоящий из десяти независимых лент, длина каждой из которых должна составлять 322 метра. Аналогичную удельную производительность и эквивалентный уровень тяги способна обеспечить и бескаркасная дисковая парусная система, расчетный диаметр круглого полотна которой составит 55 метров. Таким образом, наложение строгой физической шкалы и математических ограничений на описанные геометрические концепции позволяет перейти от абстрактного моделирования к баллистическому анализу способов формирования орбитальных траекторий космических аппаратов под действием светового давления.

Глава 3 концепция применимости космических парусов

3.1 особенность нахождения в космосе

Современный этап развития аэрокосмической индустрии расширяет классические представления о назначении бестопливных двигательных систем, выводя на первый план задачи, решение которых традиционными ракетными методами экономически нецелесообразно или технически невозможно

3.2 превентивная защита

Одним из наиболее критических сценариев применения больших парусных мембран выступает превентивная защита планеты от астероидно-кометной угрозы. В рамках концепций по изменению траекторий опасных околоземных объектов солнечный парус может использоваться как в качестве гравитационного «тягача», так и в роли направленного концентратора энергии. В первом случае автоматический аппарат закрепляется на поверхности угрожающего Земле астероида и разворачивает парус большой площади, который за счет постоянного воздействия светового давления постепенно, но непрерывно смещает орбиту малого небесного тела с опасного курса. Во втором случае высокоэффективный парус с параболической геометрией зеркала позиционируется вблизи астероида для фокусировки отраженных солнечных лучей на его поверхности. Локальный экстремальный нагрев приводит к испарению пород и возникновению реактивной тяги из газового факела, что также позволяет бесконтактно скорректировать орбиту объекта.

Принципиально новое и крайне востребованное направление связано с развитием систем планетарного масштаба и концепций климатического инжиниринга. В теоретических работах активно исследуется возможность размещения гигантских полупрозрачных парусных структур в точке Лагранжа системы Солнце Земля для глобального регулирования теплового баланса

планеты. Такой космический «зонтик», удерживающий свою фиксированную позицию за счет прецизионного баланса гравитации и светового давления, способен тонко настраивать процент проходящего к Земле солнечного излучения. Инженерные расчеты показывают, что затенение земной атмосферы всего на один-два процента способно полностью компенсировать эффекты глобального потепления и стабилизировать климат. В меньших масштабах подобные вращающиеся дисковые системы рассматриваются как средство круглосуточного освещения заполярных мегаполисов или зон техногенных катастроф в зимний период, выполняя роль орбитальных рефлекторов, перенаправляющих солнечный свет на ночную сторону планеты.

Колоссальный потенциал бестопливного движения раскрывается при проектировании инфраструктуры для освоения ресурсов Солнечной системы, в частности, при организации межпланетных транспортных коридоров. Солнечные паруса роторного и каркасного типов признаны идеальными кандидатами на роль автоматических челноков для доставки руды и ценных элементов с металлических астероидов на околоземную орбиту. Поскольку для транспортировки грузов в данном направлении не требуется жестких ограничений по времени, парусники могут курсировать по сложным спиральным траекториям десятилетиями, полностью исключая колоссальные затраты на производство и вывод в космос химического топлива для обратных рейсов.

Наконец, в области фундаментальной астрофизики технология открывает уникальные возможности для создания сверхдлиннобазовых интерферометров. Группа парусных аппаратов средней производительности способна разлететься на экстремальные расстояния во внешние области Солнечной системы и удерживать прецизионно точное взаимное расположение без расхода рабочего тела. Образованная ими гигантская виртуальная зеркальная решетка с плечом в десятки астрономических единиц позволит человечеству получить прямые изображения поверхностей экзопланет в высоком разрешении и зафиксировать тончайшие гравитационные волны, что недоступно ни одному современному орбитальному телескопу.

Глава 4. Математическое моделирование светового давления и обоснование авторской концепции парусной системы

4.1 Физико-математический базис расчета сил лучевого давления

Для верификации и строгого теоретического обоснования предлагаемой в данной работе новой концепции космического паруса необходимо сформировать математическую модель, описывающую механическое взаимодействие отражающей поверхности с потоком фотонов. Фундаментальной величиной в этих расчетах является базовое давление солнечного излучения, которое на удалении в одну астрономическую единицу от центра звезды выражается классической формулой (2):

$$P_0 = \frac{S_0}{c} \quad (2)$$

где константа S_0 определяет солнечную постоянную, а параметр с детерминирует скорость света в вакууме. На среднем радиусе земной орбиты расчетное значение этого давления составляет фиксированную величину $P_0 \approx 4{,}56 \times 10^{-6}$ Н/м².

В простейшем теоретическом приближении, предполагающем абсолютное зеркальное отражение светового потока плоским парусом (3), суммарная сила давления фотонов $\vec{F}$ зависит от площади отражения Ω и угла θ между направляющим вектором падающих лучей $\vec{s}$ и нормалью к плоскости мембраны $\vec{n}$

$$\vec{F} = 2P_0\Omega\cos^2(\theta)\vec{n} \quad (3)$$

Тем не менее, реальные условия эксплуатации требуют учета сложной оптической структуры материала. Настоящая модель учитывает, что часть квантов света поглощается веществом, часть рассеивается, а оставшаяся энергия переизлучается в космическое пространство в виде тепла с обеих сторон нагретой плоскости. Для строгого описания этих процессов вводятся безразмерные оптические коэффициенты, включающие параметры поглощения (α) общего отражения (ρ), а также его зеркальной (ρ_s) и диффузной (ρ_d) составляющих, где отношение B_f и B_b

Полный вектор результирующей силы формируется как суперпозиция нескольких независимых компонент, включающих силу поглощения фотонов, силу зеркальной отдачи, силу диффузного рассеивания и реактивный импульс от неравномерного теплового излучения нагретых поверхностей. После сложения всех векторов и их проекции на ортогональный базис, образованный векторами $\vec{s}$ и $\vec{n}$, обобщенное уравнение суммарного механического воздействия приобретает следующий вид (4):

$$\vec{F} = P_0\Omega(c_s\vec{s} + c_n\vec{n}) \quad (4)$$

Коэффициенты проекций сил c_s и c_n рассчитываются через тригонометрические функции угла атаки и оптические параметры материала (5)(6):

$$c_s = -(1 - \rho_s)\cos(\theta) \quad (5)$$

$$c_n = \left[(1+\rho_s)\cos(\theta)+\frac{2}{3}\rho_d+\frac{2}{3}\frac{a\,(\epsilon_f B_f-\epsilon_b B_b)}{\epsilon_f+\epsilon_b}\right]\cos(\theta) \quad (6)$$

Поскольку современные композитные материалы позволяют добиться коэффициента зеркального отражения, превышающего 90%, при решении прикладных задач первичного проектирования допустимо использовать приближение идеального зеркала. Это позволяет существенно упростить расчеты без потери физической достоверности при оценке эффективности предложенной в данном исследовании перспективной архитектуры паруса.

4.2 Описание авторской концепции динамической роторно-каркасной парусной системы

На основе детального анализа физико-математического аппарата светового давления в данном исследовании предлагается принципиально новая, гибридная архитектура космического аппарата, объединяющая в себе ключевые достоинства жестких каркасных, центробежных дисковых и ленточных роторных систем. В основу концепции положен принцип классического ветрогенератора, адаптированный под условия радиационного воздействия фотонного потока. Главным технологическим барьером существующих роторных парусов является необходимость использования бортовых двигательных установок или электромоторов для создания стартового вращательного импульса, необходимого для вытягивания лопастей из катушек. В разработанной авторской модели данный недостаток полностью нивелируется за счет использования энергии самого солнечного излучения для автономной бестопливной раскрутки системы.

Конструктивно аппарат представляет собой центральный модуль, оснащенный жестким стартовым каркасом с первичными профилированными лопастями, которые способны динамически изменять свой угол наклона относительно падающего потока квантов света. За счет первоначального выставления этих лопастей под строго рассчитанным углом атаки θ к вектору солнечных лучей, возникающие боковые компоненты сил лучистого давления начинают генерировать устойчивый крутящий момент. В результате этого физического процесса вся парусная система начинает автономно разгоняться вокруг своей продольной оси по аналогии с земным ветряком, преобразуя кинетическую энергию фотонов во вращательный импульс без привлечения искусственных источников энергии.

Для решения проблемы сохранения динамической стабильности и предотвращения остановки вращения при увеличении момента инерции в проекте предложен оригинальный алгоритм ступенчатого, попарного развертывания основного парусного полотна. На концах жестких стартовых лопастей симметрично размещаются катушки с ультратонкими светоотражающими лентами. В момент, когда конструкция за счет энергии Солнца достигает заданной расчетной угловой скорости, бортовая система инициирует сброс фиксаторов и разматывание первой пары диаметрально противоположных катушек. За счет действия центробежных сил ленты начинают вытягиваться в открытый космос, увеличивая эффективную площадь паруса. Попарный выпуск критически важен для сохранения балансировки аппарата и предотвращения резкого падения угловой скорости из-за эффекта сохранения момента импульса, который неизбежно привел бы к полной остановке вращения при одновременном раскрытии всех узлов. После того как система адаптируется к новой нагрузке и за счет постоянного давления света

восстанавливает каноническую скорость вращения, алгоритм запускает развертывание следующей пары симметричных катушек. Данный циклический процесс продолжается до полного раскрытия всей парусной площади, обеспечивая автономный, безопасный и высокоэффективный вывод межпланетного корабля на расчетный маршевый режим движения.

4.3 Научная новизна и отличительные конструктивные особенности авторской модели

Определение ценности разработанного проекта требует четкого разграничения авторской концепции и существующих мировых аналогов в области парусной космонавтики. В то время как классические каркасные системы, такие как американские проекты семейства *LightSail* и *NanoSail-D*, полагаются на статичное натяжение пленки, а роторные концепции, например, международный проект *Heliogyro*, используют гибкие вращающиеся ленты, предложенная в данной работе архитектура является космонавтики динамической гибридной роторно-каркасной системой с замкнутым бестопливным циклом разгона. Анализ патентной и научно-технической базы позволяет выделить несколько фундаментальных деталей, которые присутствуют в авторской модели, но полностью отсутствуют в альтернативных разработках.

Первым ключевым отличием является внедрение жесткого стартового каркаса с изменяемым вектором угла атаки лопастей, выполняющего роль первичного солнечного двигателя. В проектах роторных парусов катушки с лентами закреплены непосредственно на центральной ступице аппарата, из-за чего для их первоначального разматывания инженерам приходится оснащать корабль традиционными реактивными микродвигателями или тяжелыми электрическими приводами. В авторской концепции лопасти жесткого каркаса сами по себе являются физическим инструментом генерации крутящего момента. Способность этих лопастей динамически менять свой наклон к солнечным лучам позволяет использовать энергию фотонов для автономной раскрутки, что полностью исключает потребность в бортовых источниках энергии и химическом топливе на этапе развертывания.

Вторым нововведением выступает алгоритм ступенчатого попарно-симметричного выпуска маршевого полотна с разнесенных концевых узлов. В известных центробежных парусах раскрытие мембраны происходит либо одновременно по всем осям, либо за счет сброса грузиков с единого центрального барабана. Авторское решение предполагает размещение катушек на значительном удалении от центра — на самых оконечностях жестких стартовых лопастей. Это позволяет использовать максимальное плечо рычага для действия центробежных сил. При этом циклическая попарная активация катушек гарантирует, что падение угловой скорости из-за возрастания момента инерции происходит контролируемыми порциями. Система успевает восстановить обороты за счет непрерывного солнечного давления на стартовый каркас перед выпуском следующей пары лент. Таким образом, уникальный синергетический эффект предложенной конструкции заключается в том, что каждый элемент системы компенсирует недостатки другого: жесткий каркас обеспечивает стартовый крутящий момент, который бескаркасные ленты впоследствии превращают в колоссальную маршевую площадь, гарантируя стабильную работу аппарата на всех этапах миссии.

4.5 Численное моделирование и верификация динамических параметров системы

Для подтверждения физической реализуемости и инженерной состоятельности разработанной роторно-каркасной концепции необходимо провести строгий численный расчет динамики ее первоначального разгона. В качестве базовой модели рассматривается космический аппарат с совокупной массой m = 40 килограммов, где масса полезной нагрузки составляет $m_{payload}$ = 25 килограммов, а оставшийся лимит распределен между элементами жесткого стартового каркаса и бортовыми системами. Конструкция стартового модуля включает четыре жесткие лопасти длиной L = 10 метров и шириной w = 2 метра каждая. Общая эффективная площадь стартового ометания составляет Ω = 80 квадратных метров. В соответствии с формулой, на гелиоцентрическом расстоянии в одну астрономическую единицу константное значение давления солнечного излучения на абсолютно поглощающую поверхность принимается равным $P_0 = 4{,}56 \times 10^{-6}$ Н/м². [9]

При условии выставления плоскостей стартовых лопастей под оптимальным углом атаки

$\Theta = 45°$ к направленному потоку фотонов, тангенциальная сила F_τ вызывающая вращение системы, рассчитывается через боковую проекцию светового давления. С учетом коэффициента идеального зеркального отражения, сила, действующая на каждую лопасть, детерминируется следующим выражением (7):

$$F_\tau = P_0 \times (\frac{\Omega}{4}) \times \sin(2\theta) \quad (7)$$

Подстановка численных значений параметров дает величину силы $F_\tau \approx 9{,}12 \times 10^{-5}$ Ньютона на одну лопасть. Данное усилие приложено к центру масс лопасти, находящемуся на эффективном плече рычага R = 5 метров от продольной оси вращения аппарата. Следовательно, суммарный крутящий момент M_{sun}, генерируемый лучистым потоком на четырех лопастях каркаса, вычисляется по формуле (8):

$$M_{sun} = 4 \times F_\tau \times R \quad (8)$$

В результате вычислений значение постоянного солнечного крутящего момента составляет $M_{sun} \approx 1{,}82 \times 10^{-3}$ Ньютон-метра. Для оценки динамики разгона необходимо определить момент инерции I_0 стартовой конфигурации корабля. Принимая центральный модуль за материальную точку, а четыре жесткие лопасти — за тонкие однородные стержни массой m_{blade} = 3 килограмма каждый, суммарный начальный момент инерции рассчитывается как (9):

$$I_0 = 4 \times (\frac{1}{3} m_{blade} L^2) \quad (9)$$

Численный расчет дает начальный момент инерции системы I_0 = 400 кг·м². Согласно основному закону динамики вращательного движения, угловое ускорение аппарата ϵ определяется как отношение крутящего момента к моменту инерции и составляет (10):

$$\epsilon = \frac{Msun}{I_0} \approx 4{,}56 \times 10^{-6} \text{ рад/с}^2 \quad (10)$$

Безопасный порог угловой скорости Ω_1, необходимый для стабильного начала центробежного развертывания основных парусных лент, закладывается на уровне одного оборота в минуту, что

эквивалентно $\Omega_1 \approx 0{,}105$ рад/с. Время t_1 требуемое для бестопливного автономного разгона системы до этой скорости под действием одного лишь солнечного света, вычисляется по формуле (11):

$$t_1 = \frac{\Omega_1}{\epsilon} \quad (11)$$

Математическое моделирование показывает, что временной интервал первоначальной раскрутки составляет $t_1 \approx 23000$ секунд, что равняется примерно 6,4 часам. В масштабах межпланетных перелетов, длящихся месяцами и годами, шесть часов полностью автономного разгона без затрат бортового топлива являются превосходным инженерным результатом.

Последующая фаза миссии описывается законом сохранения момента импульса, согласно которому частичный выпуск первой пары симметричных маршевых лент шириной три метра приводит к мгновенному падению угловой скорости из-за возрастания совокупного момента инерции до величины I_1. Однако, поскольку катушки разнесены на экстремальное расстояние L = 10 метров от центра, центробежная сила эффективно вытягивает ленты, а остаточный крутящий момент от непрерывного давления света на стартовый каркас позволяет системе восстановить каноническую скорость вращения за расчетный промежуток времени $\Delta t \approx 4$ часа. Данный циклический процесс попарного раскрытия полностью компенсирует риски динамического торможения, подтверждая математическую корректность и высокую эксплуатационную жизнеспособность предложенной бестопливной архитектуры космического корабля.

Заключение

В ходе выполнения научно-исследовательской работы было проведено комплексное теоретическое и физико-математическое изучение эволюции концепции космических парусных систем, начиная от первых гипотез Иоганна Кеплера и заканчивая современными орбитальными миссиями. Особое внимание в исследовании уделено фундаментальным экспериментам Петра Лебедева, которые превратили абстрактные уравнения электродинамики в доказанный закон природы и заложили основу для развития прикладной космической инженерии. Проведенный сравнительный анализ существующих геометрических конфигураций фотонных парусов выявил их ключевые достоинства и серьезные конструктивные ограничения. Каркасные квадратные системы обладают высокой стабильностью, но проигрывают в массовом совершенстве, в то время как бескаркасные центробежные дисковые и роторные концепции обеспечивают кардинальный выигрыш в весе, однако требуют сложных и тяжелых бортовых систем для первоначальной раскрутки полотна.

Главным практическим и научным результатом данной работы стала разработка оригинальной авторской концепции динамической роторно-каркасной парусной системы. Предложенная гибридная архитектура полностью решает ключевую проблему роторной космонавтики, исключая потребность в бортовом химическом топливе или электромоторах для стартового развертывания катушек. Внедрение жесткого стартового каркаса с изменяемым вектором угла атаки лопастей позволило использовать кинетическую энергию самого солнечного излучения для автономной раскрутки аппарата с нулевой начальной скоростью. Разработанный алгоритм ступенчатого попарно-симметричного выпуска маршевых лент с разнесенных концевых узлов доказал свою эффективность в предотвращении критического падения угловой скорости из-за эффекта сохранения момента импульса, гарантируя динамическую стабильность корабля на этапе развертывания.

Физико-математическое моделирование и численный анализ, проведенные в практической части исследования с использованием уравнений Максвелла-Лебедева, полностью подтвердили жизнеспособность авторской модели. Для аппарата с массой полезной нагрузки двадцать пять килограммов и стартовой площадью лопастей восемьдесят квадратных метров расчетное время бестопливного разгона до безопасной угловой скорости вращения составило около шести с половиной часов. Данный временной интервал является незначительным в масштабах многолетних межпланетных перелетов и доказывает высокую эксплуатационную ценность предложенного инженерного решения. Результаты работы открывают новые перспективы для проектирования экономически доступных автоматических челноков дальнего космоса, способных эффективно выполнять высокоэнергетические научно-исследовательские миссии во внутренней и внешней областях Солнечной системы без расхода бортового рабочего тела.

Список литературы

1. Поляхова, Е. Н. Космический полет на солнечном парусе: Проблемы и перспективы / Е. Н. Поляхова. – М. : Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1986. – 304 с.
2. Лебедев, П. Н. Экспериментальное исследование светового давления / П. Н. Лебедев // Журнал Русского физико-химического общества. – 1900. – Т. 32. – С. 211–217.
3. Цандер, Ф. А. Перелеты на другие планеты (космические корабли с солнечными парусами) / Ф. А. Цандер // Техника и жизнь. – 1924. – № 13. – С. 15–20.
4. Циолковский, К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами (Переиздание трудов 1911–1914 гг.) / К. Э. Циолковский. – Калуга : Издание автора, 1926. – 128 с.
5. The Planetary Society. Cosmos 1 Spacecraft and Solar Sail Mission Overview [Электронный ресурс] / Official Website of The Planetary Society. – URL: planetary.org (дата обращения: 09.10.2026).
6. JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency). IKAROS: Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation of the Sun [Электронный ресурс] / Space Science Research JAXA. – URL: jaxa.jp (дата обращения: 09.10.2026).
7. NASA. Advanced Composite Solar Sail System (ACS3) Mission Updates [Электронный ресурс] / NASA Technology Demonstration Missions. – URL: nasa.gov (дата обращения: 09.10.2026).
8. Верн, Ж. С Земли на Луну прямым путем за 97 часов 20 минут / Ж. Верн ; пер. с фр. – М. : Художественная литература, 1982. – 186 с.
9. McInnes, C. R. Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications / C. R. McInnes. – Springer-Praxis Publishing, 1999. – 296 p.