

**Правительство Российской Федерации Федеральное государственное  
автономное образовательное учреждение высшего профессионального  
образования**

**Национальный исследовательский университет  
«Высшая школа экономики»**

**Факультет прикладной математики и кибернетики Кафедра  
«Механика и математическое моделирование»**

## **БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА**

На тему: «Космические паруса»

Студент группы № МТ-71:  
Туманов Артём Сергеевич

\_\_\_\_\_ (подпись)

Руководитель ВКР:  
Д. т. н., профессор Чумаченко Е. Н.

\_\_\_\_\_ (подпись)

Москва, 2013 г.

# Оглавление

<b>Введение</b>	<b>3</b>
<b>Глава I: История исследования солнечных парусов</b>	<b>5</b>
<b>Параграф 1.1: Первооткрыватели идеи</b>	<b>5</b>
<b>Параграф 1.2: Ранний оптимизм</b>	<b>6</b>
<b>Параграф 1.3: Миссия солнечного паруса к комете Галлея</b>	<b>7</b>
<b>Параграф 1.4: Астрономические гонки</b>	<b>10</b>
<b>Параграф 1.5: Период испытаний в конце XX века</b>	<b>11</b>
<b>Параграф 1.6: Новое тысячелетие</b>	<b>15</b>
<b>Параграф 1.7: Уроки истории</b>	<b>16</b>
<b>Глава II: Общий анализ применимости солнечного паруса</b>	<b>18</b>
<b>Параграф 2.1: Конфигурация космического паруса</b>	<b>18</b>
<b>Параграф 2.2: Измерение продуктивности</b>	<b>21</b>
<b>Параграф 2.3: Орбиты солнечного паруса</b>	<b>23</b>
<b>Параграф 2.4: Сравнение с другими двигательными система</b>	<b>26</b>
<b>Глава III: Приложение миссий солнечного паруса</b>	<b>31</b>
<b>Параграф 3.1: Применимость</b>	<b>31</b>
<b>Параграф 3.2: Миссии во внутренней Солнечной системе</b>	<b>33</b>
<b>Параграф 3.3: Миссии во внешней Солнечной системе</b>	<b>36</b>
<b>Параграф 3.4: Некеплевовы орбиты</b>	<b>38</b>
<b>Параграф 3.5: Будущее с парусом</b>	<b>41</b>
<b>Глава IV: Постановка задачи и практическая часть</b>	<b>43</b>
<b>Параграф 4.1: Давление солнечного света</b>	<b>43</b>
<b>Параграф 4.2: Идея конструкции паруса из шести шаров</b>	<b>45</b>
<b>Параграф 4.3: Описание движения конструкции</b>	<b>47</b>

# Оглавление

<b>Параграф 4.4:</b>	Алгоритм выбора активности пикселя	<b>44</b>
<b>Параграф 4.5:</b>	Анализ поворота вокруг оси X	<b>52</b>
<b>Параграф 4.6:</b>	Выводы о работе алгоритма	<b>57</b>
<b>Заключение</b>		<b>59</b>
<b>Список литературы</b>		<b>60</b>

## Введение

Все виды двигателей, от традиционных твердотопливных до современных ионных, основаны на использовании рабочего тела (топлива), частицы которого ускоряются под действием экзотермической реакции или электромагнитного поля и, согласно третьему закону Ньютона, создают реактивную тягу. Солнечный парус является уникальной формой двигателя, которая не нуждается в топливе для создания реактивной тяги, и поэтому он может обеспечить непрерывное ускорение, ограниченное только сроком службы плёнки паруса в космосе. Конечно, солнечные паруса тоже подчиняются третьему закону Ньютона. Однако они ускоряются частицами из окружающего источника, а именно, с помощью фотонов, из которых состоит солнечный свет.

Отдельный фотон несет крайне малый импульс. Поэтому для реализации идеи требуется задержать огромное количество фотонов, а для этого у солнечных парусов должна быть очень большая поверхность. Кроме того, чтобы получить максимальное ускорение, солнечные паруса должны также быть чрезвычайно легкими. Для примера, масса единицы площади материала паруса может быть на порядки меньше, чем эта величина у бумаги. У солнечных парусов должна быть не только маленькая масса на единицу площади, они должны отражать свет с показателями, близкими к идеальным. При этом импульс, переданный парусу, может быть почти вдвое больше импульса, полученного от отражаемого фотона. В лучшем случае, для паруса площадью один квадратный километр, расположенного на расстоянии Земли от Солнца, удастся создать силу всего лишь 9 Ньютонов. Складывая импульс падающих и отраженных фотонов, получим, что сила давления солнечного излучения всегда направлена по нормали к поверхности солнечного паруса. Управляя ориентацией паруса относительно солнца, солнечный парус может получить или потерять кинетический момент. Следовательно, солнечный парус способен как приближаться к Солнцу, так и уходить за пределы солнечной системы.

Таким образом, солнечный парус – это большая мембрана из прочной, легкой и очень тонкой отражающей плёнки. Медленно, но непрерывно ускоряя солнечный парус за счет отражения солнечного света, можно выполнить ряд космических миссий. Подобные миссии могут на первый взгляд показаться фантастическими и весьма необычными проектами. Однако, исследования и расчеты показывают, что применение описанной идеи может быть более выгодным, чем использование традиционных двигателей.

## **Глава I: История развития**

### **Параграф 1.1: Первооткрыватели идеи**

Хотя на практике солнечный парус начал рассматриваться как двигатель космического аппарата относительно недавно, эта идея далеко не новая. У нее есть длинная и богатая история, начиная с периода первых советских исследователей по сегодняшние дни. Такое явление, как давления света на какую-либо поверхность было представлено в теории шотландским физиком Джеймсом Клерком Максвеллом в 1873 году, а экспериментально доказано лишь впервые российским ученым физиком Петром Лебедевым в 1900-ом году. В 1920-ых пионеры советской космонавтики, Константин Циолковский и Фридрих Цандер, писали о возможности использования больших по площади очень тонких зеркал для достижения космических скоростей.

Константин Циолковский (1857-1935) - советский основатель космонавтики, выдающийся ученый. Родился в селе Ижевское в Рязанской губернии. В детстве из-за тяжелой болезни стал глухим, в связи, с чем в значительной степени занимался самостоятельно. Он был истинным провидцем, вдохновившим многих ученых и инженеров, которые позже разработают ракетную технику и позволят выполнить полет в космос в Советском Союзе. Циолковский также внес огромный вклад в авиацию, разработав первую аэродинамическую трубу в СССР в 1890-ом и полностью металлический самолет уже в 1894 году. Фридрих Цандер (1887-1933) – один из его единомышленников, латышский инженер, родился в Риге. Кроме тех работ, связанных с солнечным парусом, которыми знаменит Цандер, он также известен как создатель ракетного двигателя с жидко-топливным потреблением. Он провел ранние эксперименты с двигателем в Советском Союзе, но умер от тифа в марте 1933, незадолго до полета первой советской жидкотопливной ракеты.

## **Параграф 1.2: Ранний оптимизм**

После работ Циолковского и Цандера в 1920-ых понятие солнечный парус оставалось забытым на протяжении практически всех тридцати лет. И только в 1950-ых оно вернулось в жизнь, и было опубликовано в научно-популярной литературе. Первым американским автором, который как раз таки и возродил идею солнечного паруса, стал инженер Карл Вайли, пишущий под псевдонимом Рассел Сандерс. В его статье, выпущенной в мае 1951-го в журнале «Astounding Science Fiction», обсуждается конструкция возможного варианта солнечного паруса и стратегия подъема на орбиту в деталях. Там же пишут, что движения солнечного паруса допускаются по спирали по направлению к солнцу. В 1951 Вайли был оптимистично настроен в отношении идеи перемещения космического аппарата с орбиты одной планеты на другую с помощью паруса.

Подобные оптимистические предложения и цели были обсуждены некоторое время спустя в эфире Ричардом Гарвином в 1958-ом году, а затем в «IBM Watson laboratory» университета округа Колумбия. Ричард Гарвин автор первых исследований солнечного паруса, опубликованных в журнале «Jet Propulsion», ввёл термин “solar sailing” (что можно перевести, как ‘плавание с помощью солнечного паруса’). Так же как и Вайли, Гарвин отметил уникальные свойства и возможности светового двигателя, а именно: отсутствие необходимости в топливе и непрерывное ускорение, что позволяет набрать высокую скорость за длительный период времени. Несмотря на большой энтузиазм и оптимизм Гарвина, солнечные паруса сложно ассоциировать с космическим путешествием, и это связано с тем, что сам аппарат космического паруса относительно мал. Так же было ясно, что столь ранний оптимизм не станет следствием полёта, фактический полет солнечного паруса состоялся только сорок лет спустя.

После обсуждения солнечного паруса Гарвином, более детальные исследования орбит солнечных парусов были совершены в период конца 1950-ых начала 1960-ых годов. Несколько авторов смогли выяснить, что для

назначения направления паруса, его орбита при движении вокруг Солнца должна иметь вид логарифмических спиралей. Простое сравнение солнечного паруса с видом химических и ионных двигателей показало, что солнечный парус мог бы сравниться с этими системами и даже превосходить их для некоторого ряда миссий. Эти ранние исследования используют основные проблемы и преимущества солнечного паруса, они нуждаются в особой миссии, что бы провести детальный анализ и понять, каков спектр целей будущего применения. Интересно заметить, что в 1963 Артур Кларк издал свой известный короткий научно-популярный рассказ «The Wind from the Sun» («Солнечный ветер»). В рассказе описывается гонка космических кораблей с солнечными парусами на орбите Земли.

### **Параграф 1.3: Миссия солнечного паруса к комете Галлея**

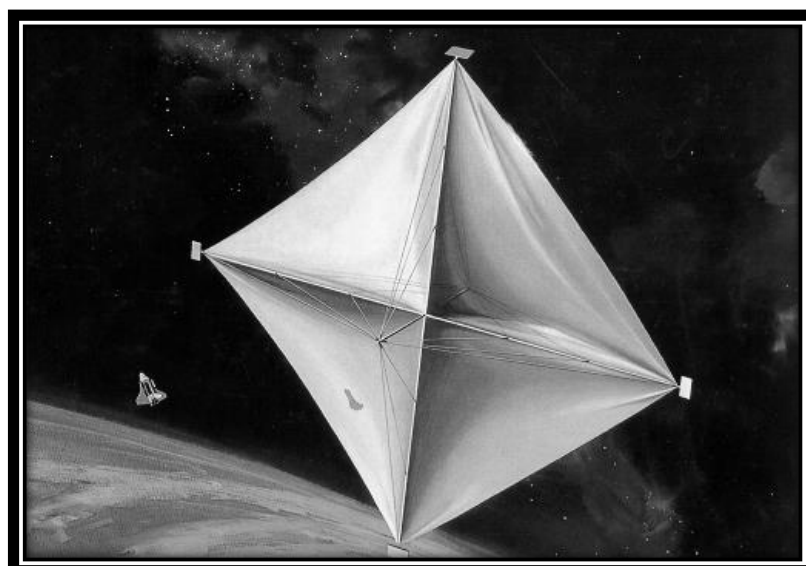
К началу 1970-ых уровень развития техники позволял выводить большие полезные нагрузки на орбиту Земли и разворачивать там конструкцию крупных космических аппаратов. Кроме того, разработки технологий по разворачиванию космических систем и получению тонких мембран уже позволяли задуматься о применении идеи к конкретной миссии. В 1973 NASA финансировало начальные исследования солнечного паруса в лаборатории «Battelle» в Огайо, которые получили положительные рекомендации для дальнейшего изучения. Во время продолжения этой работы, Джером Райт, который позже перевелся в «Jet Propulsion Laboratory», обнаружил траекторию, которая могла бы позволить солнечному парусу встретиться с кометой Галлея в ее перигелии в середине 1980-ых. Время полета заняло бы около четырех лет, а запуск предполагался в конце 1981 или в начале 1982 года.

Это было замечательным открытием. Ионный двигатель, требующий восемь лет для осуществления этой миссии, требовал запуска уже в 1977 году. Встреча космического объекта воспринималась научным сообществом

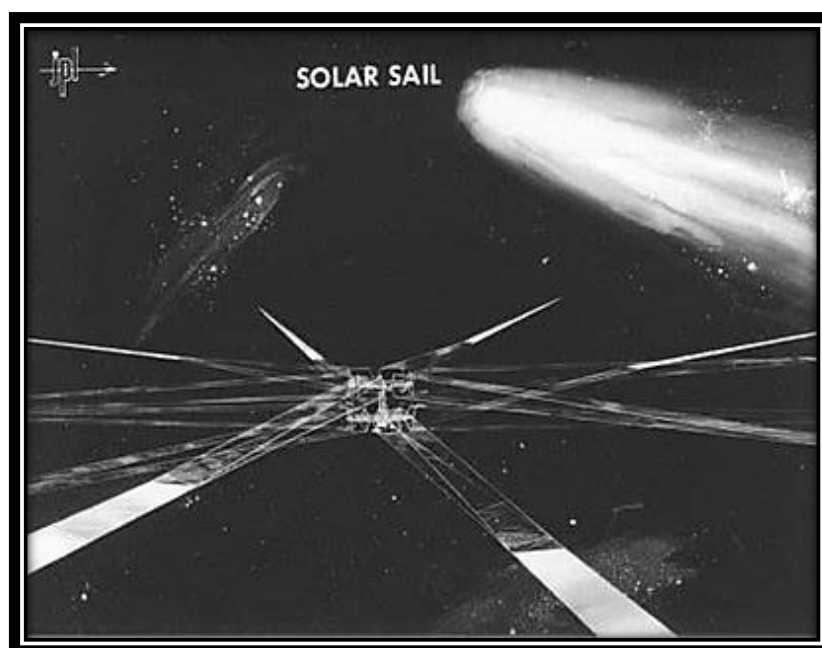


как необходимый элемент для сложной и высокотехнологичной миссии. Учитывая новое открытие, Брюс Мюррей, на тот момент директор «Jet Propulsion Laboratory», инициировал оценить, насколько возможна технологическая реализация. Мюррей верил в этот очень смелый проект и направил предложение в управление NASA в сентябре 1976 года. После этого внутренняя оценка, официальное предложение было помещено в управление НАСА в сентябре 1976. Разработка проекта миссии встречи с кометой Галлея с использованием солнечного паруса стартовала в ноябре того же года.

В роли первоначального дизайна рассматривался квадратный солнечный парус размером 800 на 800 метров, устойчивый относительно трех осей (Рис. 1.1), но он был отброшен в мае 1977 из-за высоких рисков при развертывании. Тогда работа сосредоточилась на стабилизируемом вращении «Heliogyro» (Рис. 1.2). В конфигурации «Heliogyro» должно было использоваться двенадцать лезвий по 7,5 километров (Рис. 1.2). Он более лёгок в развёртывании, нежели квадратный солнечный парус, из-за возможности разворачивания каждого лезвия вращающейся конструкции по отдельности. После этого была определена динамика движения объекта, построена система управления и даже созданы образцы материала для лезвий. Работа вызвала значительный интерес в научном и инженерном сообществах.



*Рисунок 1.1: Квадратный солнечный парус*



*Рисунок 1.2: Солнечный парус «Heliogyro»*

Однако сторонники ионных двигателей доработали свой проект, улучшив оценку производительности, и конкурировали с проектом солнечного паруса. После анализа по сравнению этих двух нестандартных вариантов двигателей, организация NASA выбрала ионный двигатель в сентябре 1977 года, в основном, по причине меньшего риска. Немного позднее и этот проект был закрыт вследствие возрастания нужд на

финансирование. В конечном счете, NASA не успела подготовить проект миссии и, как следствие, не отправила аппарат к комете. Тем не менее, это было успешно сделано в СССР, Японии и странах Западной Европы с использованием традиционных двигателей.

#### **Параграф 1.4:   Астрономические гонки**

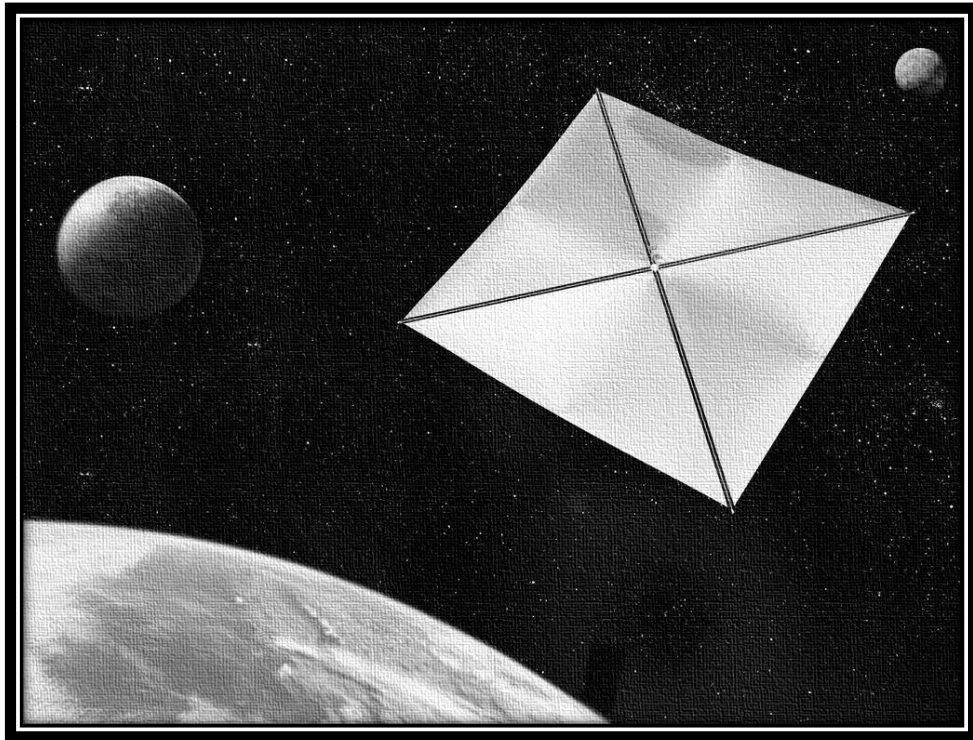
Новаторские исследования 1970-х, хотя они и были отвергнуты NASA ради более быстро осуществимых прикладных миссий, всё же стимулировали во всём мире интерес к солнечным парусам. Уровень европейских исследований был повышен CNES (Национальным центром космических исследований) в Тулузе для того, чтобы оценить потенциал нового корабля «Ariane» в миссиях глубокого космоса. Вероятно, более значимой для долгосрочных перспектив солнечного паруса стало основание Мировой космической организации (WSF) в Калифорнии в 1979 году, а также Союза за продвижение фотонных двигательных систем (U3P) в Тулузе в 1981. WSF, организованная инженером Jet Propulsion Laboratory Робертом Стейле (Robert Staehle) и некоторыми другими, после того как работа Jet Propulsion Laboratory над солнечным парусом была прервана, пыталась привлечь частные фонды для продолжения развития солнечного паруса и для того, чтобы предпринять маломасштабный демонстрационный полёт. Вскоре после этого был сформирован U3P, и в 1981 году им была выдвинута идея гонки до Луны для продвижения технологии космического паруса. Эти группы были объединены Solar Sail Union of Japan (SSUJ) в 1982 году и неумолимо работали много лет для улучшения космического паруса и идеи гонки до Луны (Рис. 1.3).

Ближе к нашему времени Комиссия пятисотлетия высадки Колумба (Columbus Quincentennial Jubilee Commission), учреждённая для организации празднования открытия Колумбом Нового Света, попыталась стимулировать интерес к гонке солнечных парусов на Марс. В начале 1990-х предложение

вызвало значительный интерес во всех странах, вдохновив некоторые наиболее инновационные и технически сложные конструкции солнечного паруса того времени. Однако, хотя использование соревнований для ускорения развития технологий имеет долгую и успешную историю в авиации, интерес к концепции гонок к Луне и Марсу в конце концов сошёл на нет. Вероятно, это произошло потому, что длительность гонки оказалась больше, чем время концентрации внимания телевизионной аудитории, тем самым сокращая возможности спонсорства. Другая возможная причина состоит в том, что система Земля – Луна не является идеальной для оптимального использования солнечных парусов – потенциал солнечного паруса целиком задействуется вдали от гравитации Земли. Видно, однако, что предложение гонки вызвало такой всплеск энтузиазма в исследованиях космического паруса, какого не было ещё с исследований кометы Галлея.

### **Параграф 1.5: Период испытаний в конце XX века**

В 1990-х наблюдалось развитие и тестирование в космосе многих технологий, являющихся ключевыми для будущих парусов. Во-первых, в феврале 1993 года под руководством Владимира Сыромятникова российский консорциум «Космическая регата» успешно запустил вращающийся 20-метровый рефлектор с борта вспомогательного корабля «Прогресс».

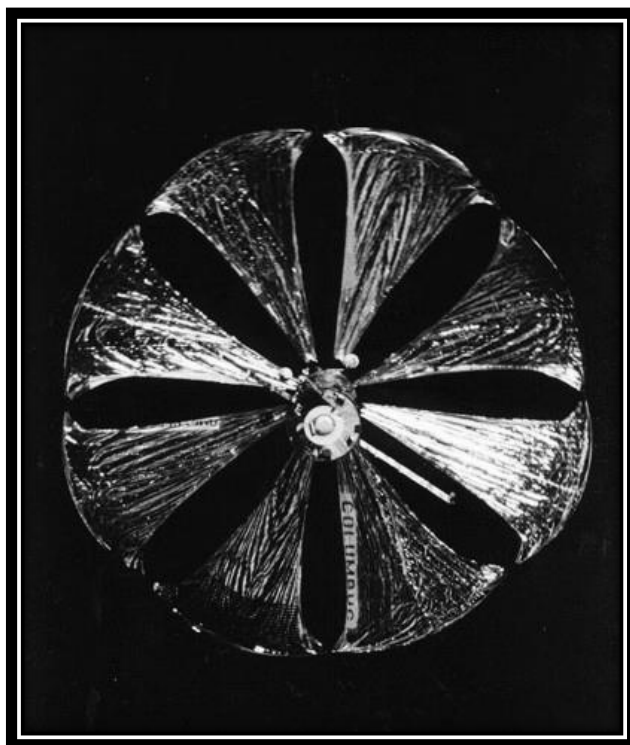


*Рисунок 1.3: Полёт солнечного паруса до луны*

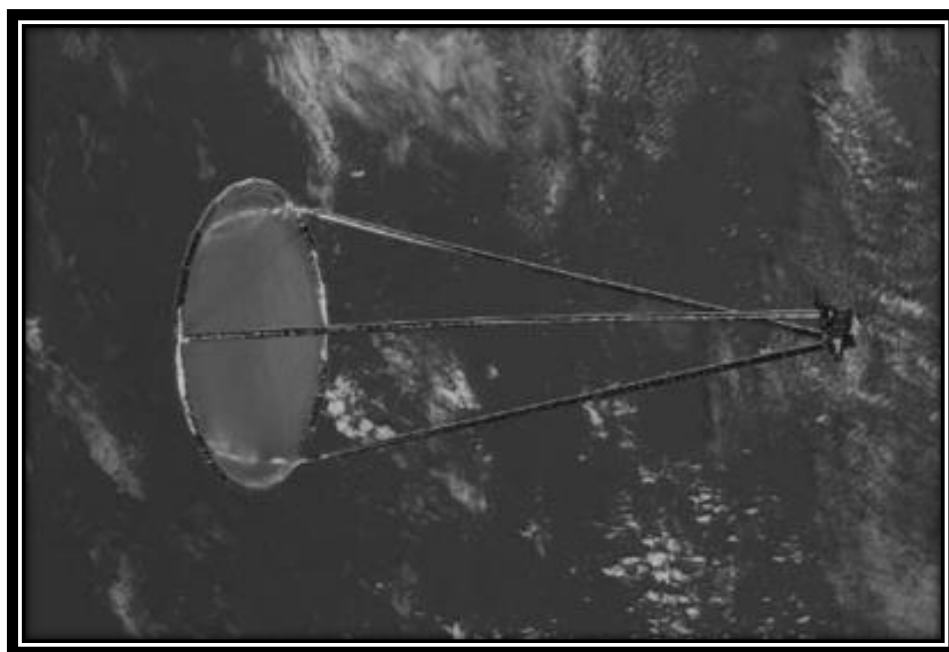
Простой процесс развёртывания управлялся исключительно вращением сложенного рефлектора с использованием встроенного электрического мотора. Тест, наблюдаемые с борта космической станции «Мир», продемонстрировал, что такое развёртывание вращением возможно контролировать и пассивно. Эксперимент «Знамя» потребовал чрезвычайно малых вложений и был первым в серии запланированных тестовых полётов развёртываемых рефлекторов (Рис.1.4). Хотя рефлекторы и демонстрируют технологии космических парусов, их первичное назначение состоит в освещении северных российских городов в течение зимних месяцев, чтобы способствовать их экономическому развитию.

Ещё одна впечатляющая демонстрация большого развёртываемого рефлектора была проведена в мае 1996 года в ходе миссии шаттла STS-77 (Рис.1.5). Диаметр 14 метров, Inflatable Antenna Experiment (IAE) был спроектирован для тестирования развёртывания большой надувной структуры, используемой главным образом как отражатель радиоволн.

Однако из-за циркуляции воздуха в конструкции алгоритм развёртывания не был исполнен в соответствии с планом. К тому же форма конструкции оказалась не совсем такой, как планировалось. Несмотря на то, что не все цели были достигнуты, эксперимент ясно продемонстрировал удобство и надёжность надувных конструкций при развёртывании. Как будет показано, проверка полётом надувных конструкций повлекла за собой многие современные концепции космического паруса.



*Рисунок 1.4: проект «Знамя», 4 февраля 1993 г.*



*Рисунок 1.5: проект «Inflatable Antenna», 20 мая 1996 г.*

## **Параграф 1.6: Новое тысячелетие**

В последнее время наблюдается подъём мысли в области исследования космоса с помощью роботов. И NASA, и ESA (European Space Agency) инициировали программы для создания мало-затратных, но грузоподъёмных кораблей для планетарных и космических научных миссий. Программа NASA «New Millenium» и программа ESA SMART опробуют новые технологии для демонстрации возможностей таких лёгких высокопроизводительных кораблей. Это развитие отчасти было обусловлено продвижением в миниатюризации «земной» электроники. Например, лёгкие камеры с зарядовой связью (CCD), твердотельные накопители и высокопроизводительные процессоры могут сделать возможными автономные самодостаточные космические корабли с массой порядка 10 килограммов в достаточно малые сроки. Дальнейшее продвижение в микроэлектромеханических системах (MEMS) может привести к «кораблю-на-чипе» с массой менее 1 килограмма.

В то время как эти достижения предлагают значительные возможности для обычных космических миссий, таких как большие совместные миссии к созвездиям, открываются большие возможности использования этих лёгких кораблей для уменьшения массы и сложности конструкции солнечных парусов. В то время как миссия Jet Propulsion Laboratory к комете Галлея потребовала паруса размером 800×800 метров для перевозки 850-килограммового груза, солнечные паруса будущего могут быть более чем в десять раз меньше. Действительно, некоторые современные концепции солнечного паруса даже меньше, чем отражающие лопасти, используемые с парусом, отправленным к комете Галлея, для контроля высоты. Это уменьшение масштаба упрощает производство, упаковку и развёртывание солнечного паруса. Не менее важно то, что оно уменьшает солнечные паруса до легко обозримых размеров. Не нужно больше рассматривать космический парус как огромную неудобную конструкцию, подлежащую разработке в



далёком будущем. Конструирование, нужное для паруса, приблизилось к реальным масштабам, придавая большую убедительность всей идее.

### **Параграф 1.7: Уроки истории**

Поскольку идея Гарвина инициировала современное развитие солнечного паруса около сорока лет назад, эта идея вдохновила многих отдать время и силы на продвижение в этой области. Написано огромное количество технических документов, демонстрирующих потенциальные преимущества солнечного паруса. Авторами большей части этих документов являются студенты-выпускники, которые впоследствии переходят к более насущным проблемам индустрии. Проведены исследования, демонстрирующие техническую осуществимость солнечного паруса. Однако, несмотря на все эти порой героические усилия, к настоящему моменту известны единичные случаи запуска рабочих солнечных парусов. Причины этого, разумеется, подлежат обсуждению. Возможно, это и упорное нежелание некоторых поверить в то, что солнечный парус вообще может работать, или в то, что он имеет преимущества перед традиционными двигательными системами. Далее, при изучении обзора развития солнечного паруса, проведённого выше, может создаться впечатление, что космический парус – это технология в поисках применения. Например, усилие со стороны космического агентства было вызвано свойствами космического паруса, позволяющими осуществить встречу с кометой Галлея. Хотя парус теоретически и позволил встречу, в конце концов он, конечно, уступил электрическим двигательным системам. Даже сейчас не следует недооценивать угрозу, которую солнечный парус создаёт для долгосрочных вложений в электрические двигательные системы.

Для продвижения солнечного паруса сторонники этой идеи должны оставить свой энтузиазм, который создаёт ошибочное впечатление, что идея просто элегантна и нуждается в спонсировании из соображений эстетики.

Требуется трезвый взгляд на преимущества и недостатки технологии, чтобы построить убедительную аргументацию в её пользу. В частности следует обратить внимание на недостатки солнечного паруса, действительные или мнимые. Хотя главное преимущество технологии – потенциально неограниченное изменение скорости – и очевидно, оно будет бесполезным, если не удастся развернуть первый рабочий парус. Исторические проблемы, связанные с развёртыванием даже небольших парусов, могут понизить мнение общественности о космическом парусе. К тому же всё ещё является угрозой соперничество электрических двигательных систем и паруса, хотя новый институциональный подход и позволяет расширить поле деятельности. С учётом этих факторов становится понятно, что сейчас нужна небольшая невысокая по стоимости и по риску миссия солнечного паруса, для которой не существует ни альтернативной осуществимой двигательной системы, ни какой-либо другой альтернативы сравнимой стоимости. Также ключевым требованием является то, чтобы эта миссия была совершенно исключительной, то есть чтобы она потребовала развития солнечного паруса до полётногo состояния. Если эти требования будут удовлетворены, то конструкторы космического паруса и их политические покровители будут вовлечены в развитие технологии и тем самым осуществят мечты Цандера, Циолковского и многих других.

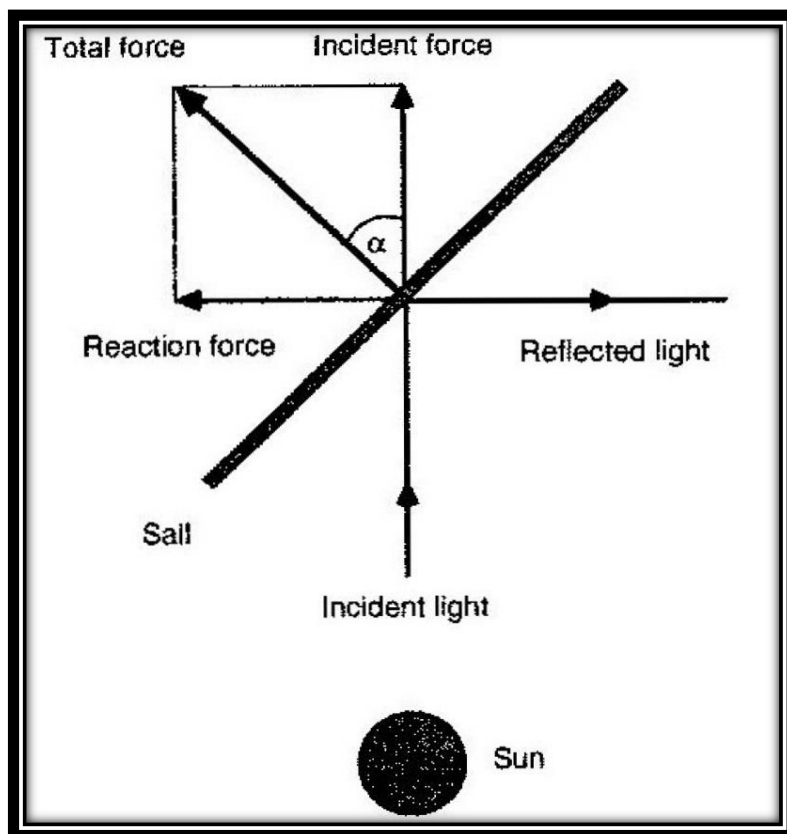
## **Глава II: Общий анализ применимости солнечного паруса**

### **Параграф 2.1: Конфигурация космического паруса**

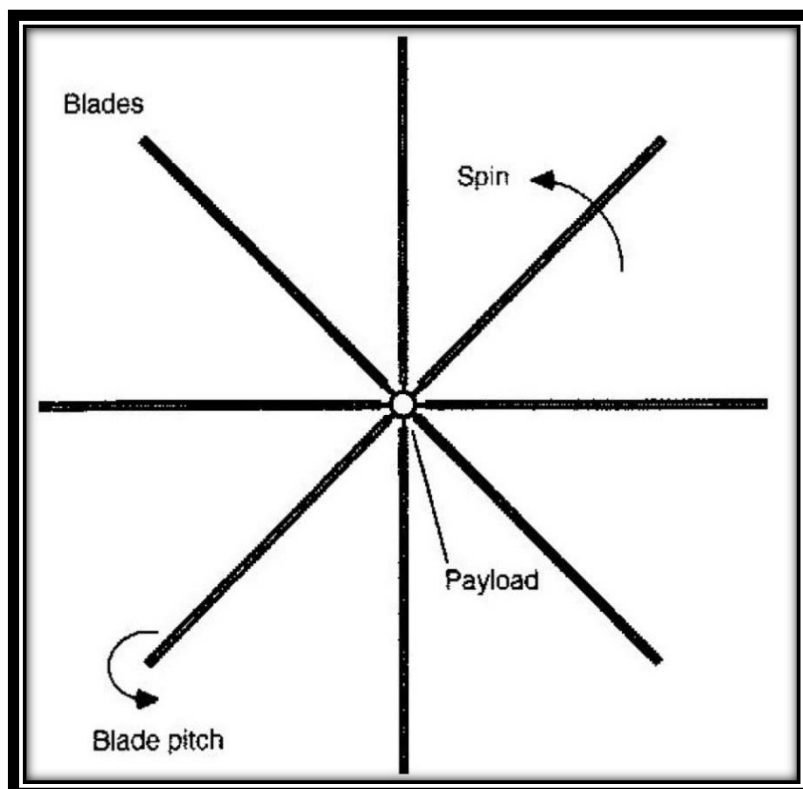
Главной целью любой конструкции солнечного паруса является создание большой и плоской отражающей плёнки, требующей поддерживающей структуры минимальной массы. Вторичные требования, такие, как лёгкость производства и надёжность развёртывания, также имеют огромную важность. В общем, солнечный парус должен поддерживаться в плоском состоянии за счёт сил натяжения на краях плёнки. Эти силы можно генерировать механически за счёт консольных перекладин или центробежной силы, возникающей при вращении паруса. Хотя эти подходы довольно-таки различны, также возможен их синтез.

Первая концепция – квадратный солнечный парус, конструкция которого включает четыре складных перекладки, отходящие от центральной втулки, как показано на рис. 2.1. Втулка содержит нагрузку и механизм раскладывания перекладин, которые после разложения могут быть отброшены. Контроль высоты паруса достигается за счёт вращающих моментов, создаваемых отражающими лопастями, прикреплёнными к концам перекладин или же с помощью относительной передачи между центром масс и центром давления паруса. Например, груз может находиться на конце раскладного шеста, укрепленного нормально к поверхности паруса в центральной втулке. Вращение шеста будет смещать центр масс паруса относительно фиксированного центра давления. Главной сложностью в применении паруса является упаковка и развёртывание. Для развёртывания паруса требуется большое число операций и тем самым увеличивается возможность неудачи.

Хотя квадратный парус – привлекательная концепция, консольные перекладки подвержены изгибающим нагрузкам и потому должны иметь соответствующие размеры. Хотя нагрузка плёнки паруса под давлением мала, перекладки могут составлять значительную часть массы паруса. Альтернативой является использование натяжения, вызванного вращением.

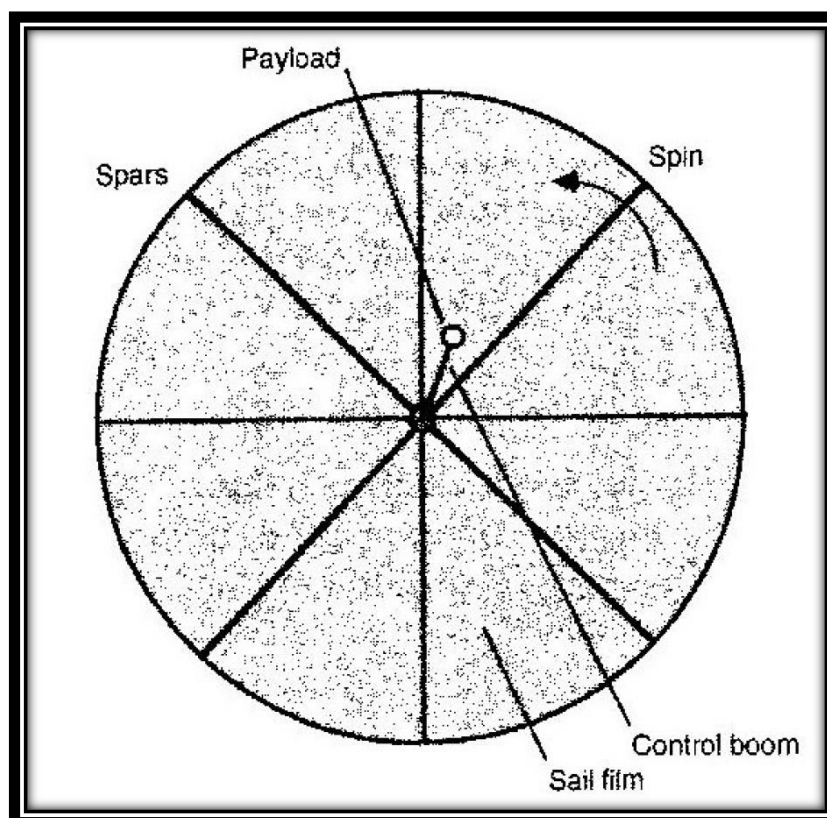


*Рисунок 2.1: Конфигурация квадратного солнечного паруса*



*Рисунок 2.2: Конфигурация «Helio gyro»*

В этой концепции, плёнка паруса разделена на несколько длинных тонких лопастей, присоединённых к центральной втулке. Конфигурация «Heliogyro» медленно вращается, чтобы обеспечить плоскую, однородную поверхность, как показано на рис. 2.2. С помощью циклического вращения лопастей «Heliogyro» можно провести асимметричные силы через диск, к которому прикреплены лопасти, создавая крутящие моменты, которые будут создавать прецессию оси вращения. Вначале «Heliogyro» кажется более эффективным, так как используется натяжение вращения, а не механические переключатели. Однако лопасти «Heliogyro» могут потребовать передачи элементами жёсткости радиальных нагрузок и обеспечения вращательной твёрдости, для того, чтобы обеспечить циклическое вращение лопасти. Основное преимущество «Heliogyro» – лёгкость упаковывания и развёртывания. Нужно всего лишь свернуть отдельные лопасти во время производства и расправить их при развёртывании.



*Рисунок 2.3: Конфигурация дискообразного солнечного паруса*

Последняя концепция – это дисковидный солнечный парус, в котором непрерывная плёнка или элементы плёнки поддерживаются в плоском состоянии, также используя натяжение вращения, как показано на рис. 2.3. Дискоский парус имеет те же преимущества, что и «Helioyugo», в сокращении массы конструкции, но позволяет избежать длинных тонких лопастей. Ось вращения дискового солнечного паруса может быть наклонена с использованием вращающих моментов, создаваемых смещением центра масс. Для обеспечения некоторой жёсткости во время вращения могут быть добавлены радиальные переключины, хотя нагрузки, вызванные напряжением вращения, довольно малы. Для обеспечения натяжения на внешнем краю плёнки может использоваться внешняя кольцевидная структура. Упаковывание и развёртывание менее проблематично, чем для квадратного паруса, поскольку гибкие радиальные переключины можно обернуть вокруг центральной втулки. Тогда сила упругости переключин стимулирует развёртывание. Эта пассивная схема развёртывания особенно привлекательна.

## **Параграф 2.2: Измерение продуктивности**

Для сравнения проектов солнечного паруса требуется стандарт измерения продуктивности. Наиболее распространённая метрика – характеристическое солнечное ускорение паруса, определённое как ускорение давления солнечного излучения, испытываемое солнечным парусом, удалённом от Солнца на расстояние одной астрономической единицы (а.е.), приблизительное расстояние от Земли до Солнца. На этом расстоянии от Солнца величина давления  $P$  солнечного излучения составляет  $4,56 \times 10^{-6} \text{ н/м}^2$ . Следовательно, увеличение этого давления парусом площади  $A$  позволяет вызвать давление солнечного излучения на парус. Разделив эту величину на массу паруса  $m$ , получим удельное солнечное

ускорение. Следует также добавить множитель 2, т. к. отражённые фотоны создают реакцию, равную по величине реакции, создаваемой падающими фотонами. Однако должна быть включена конечная эффективность паруса  $\eta$  для учёта несовершенства оптических свойств покрытия паруса и изгиб плёнки паруса.

Таким образом, характеристическое ускорение  $a_0$  вычисляется по следующей формуле:

$$a_0 = \frac{2\eta P}{\sigma}, \sigma = \frac{m}{A} \quad (2.1)$$

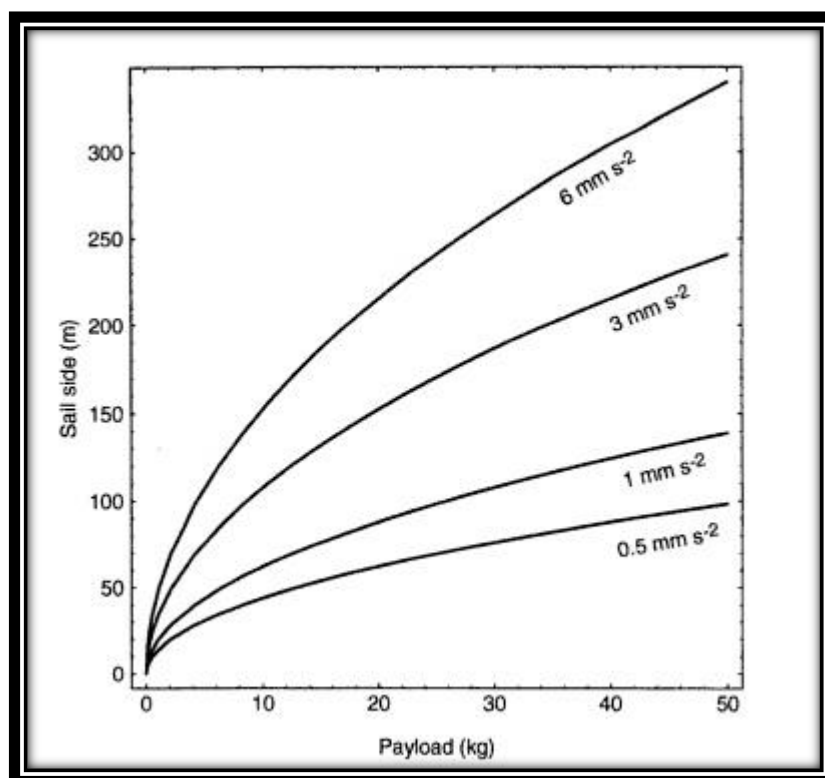
где  $\sigma$  – масса единицы площади паруса. В то время как действительное ускорение паруса есть функция от расстояния до Солнца и ориентации паруса, характеристическое ускорение позволяет сравнивать конструкции солнечного паруса на равных основаниях. Если станет возможно использование тонкой плёнки, скажем, 2 мкм толщиной, то характеристическое ускорение обычного солнечного паруса будет порядка 1 мм/с<sup>2</sup>. Хотя эта величина является канонической, паруса первого поколения имеют несколько более низкое характеристическое ускорение. Позднее, однако, ультратонкие плёнки могут сделать возможными паруса с характеристическим ускорением более 6 мм/с<sup>2</sup>.

Размер паруса, обеспечивающий желаемое характеристическое ускорение, может теперь быть вычислен из уравнения (2.1). Полагая, например, что масса нагрузки является одной третьей массы всего паруса и, принимая консервативную эффективность равной 0.85, легко получить требуемую площадь паруса. Для квадратного паруса этот результат приводит непосредственно к физическим размерам паруса, как показано на графике (Рис. 2.4). Например, каноническое характеристическое ускорение 1 мм/с<sup>2</sup> требует поверхностной массы паруса в 7.8 г/м<sup>2</sup>, если принять вышеуказанную эффективность. Далее, если масса паруса должна быть разделена поровну между массой плёнки, массой структуры и массой груза, потребуется площадь паруса в 387 м<sup>2</sup> на килограмм нагрузки. Для транспортировки 25-

килограммового груза потребуется парус размер 98x98м. Или же, полагая ширину лопасти равной 3 метрам, потребуется 10 лопастей «Heliogyro» каждая длиной 322 метра, в то время как дисковый парус диаметра 55 м обеспечит ту же производительность. Теперь, когда к концепциям, описанным в предыдущем параграфе, приложена физическая шкала, исследуем способы, которыми создаются орбиты солнечного паруса.

### Параграф 2.3: Орбиты солнечного паруса

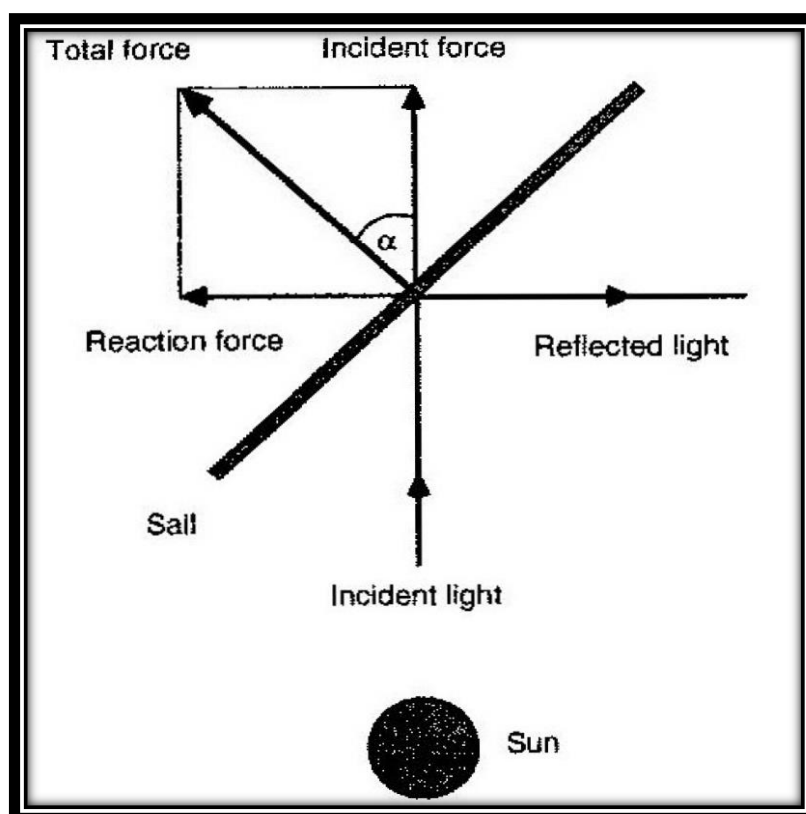
Есть несколько способов рассматривать физику давления солнечного излучения. Вероятно, наиболее простым для зрительного представления является передача импульса парусу фотонами, квантами энергии, из которых состоит свет. Когда фотон сталкивается с поверхностью паруса, он передаёт момент плёнке паруса, сообщая импульс всему парусу.



*Рисунок 2.4: Измерения размера квадратного паруса в зависимости от доли полезной нагрузки*



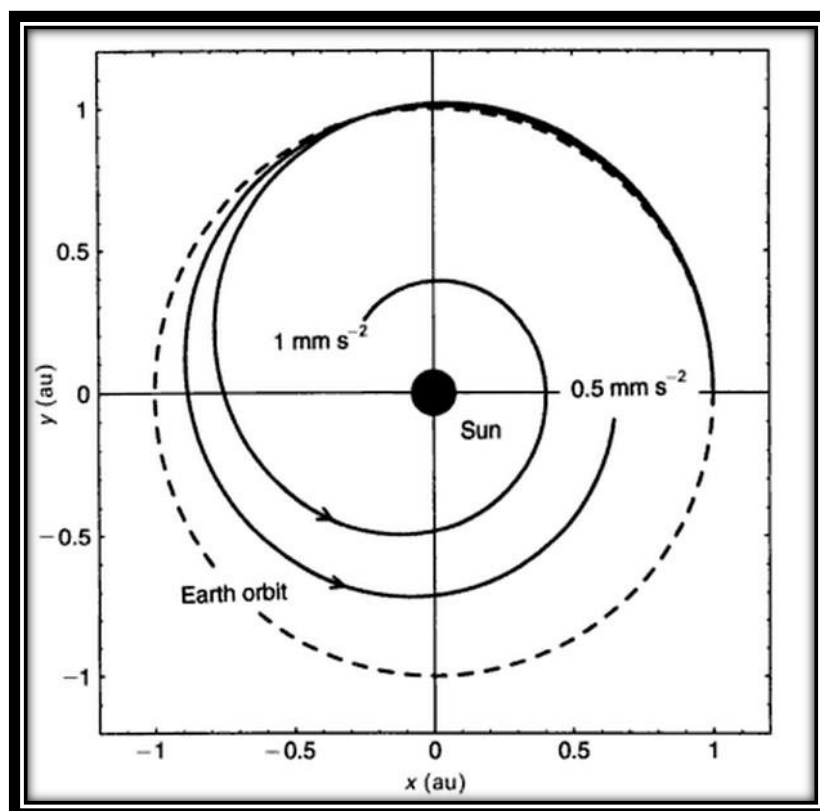
Затем, когда фотон отражается, обратный импульс также передаётся парусу. Комбинация двух этих импульсов, суммированная по всему пучку фотонов, падающих на парус, создаёт силу, направленную нормально к поверхности паруса, как показано на рис. 2.5. Ориентация паруса, и, следовательно, вектор силы, описывается относительно линии, направленной от Солнца, углом наклона паруса  $\alpha$ . Следовательно, изменяя угол наклона паруса относительно направления потока фотонов, можно, в принципе, направить вектор силы давления солнечного излучения в любую сторону в пределах  $90^\circ$  от линии Солнца. Однако, когда угол наклона увеличивается, величина силы давления солнечного излучения уменьшается из-за уменьшения проекции площади паруса на направление нормали и уменьшения излучения, направленного нормально к поверхности паруса.



*Рисунок 2.5: Схема направления векторов силы*

Солнечные паруса непрерывно ускоряются, поэтому траектории их движения довольно сильно отличаются от обыкновенных баллистических

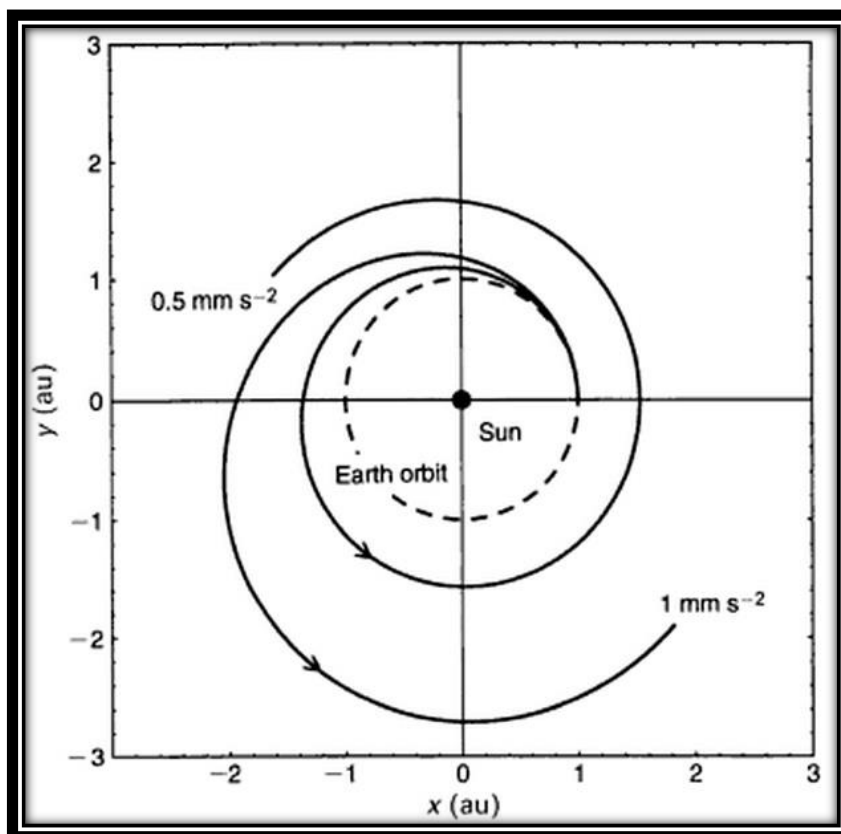
траекторий, по которым движутся традиционные космические корабли. С помощью выбора положительного или отрицательного угла наклона паруса можно заставить его двигаться по спиральной траектории внутрь к Солнцу или наружу от него. Такое лавирование придаёт гибкость, позволяющую обеспечить большое разнообразие приложений миссий. Высота, на которой будет двигаться парус, конечно, является функцией его характеристического ускорения. Типичные для фиксированного угла наклона паруса спиральные траектории показаны на рис. 2.6 и рис. 2.7. Можно видеть, что с увеличением характеристического ускорения парус движется к Солнцу или от него быстрее.



**Рисунок 2.6: Спиральная траектория полёта солнечного паруса направленная в центр солнечной системы,  $\alpha = -35^\circ$**

Будет показано, что если парус ориентирован так, что компонент силы давления солнечного излучения направлен из орбитальной плоскости, то может быть изменён и угол наклона спиральной траектории. Посредством правильной последовательности таких операций можно достичь практически

любой точки Солнечной системы. Однако для миссий стыковки с планетами, кометами или астероидами, ориентация паруса должна непрерывно изменяться, чтобы удостовериться, что скорость паруса соответствует в момент стыковки скорости небесного тела. В таких случаях могут использоваться методы оптимизации для определения наилучшей истории времени ориентации паруса, чтобы минимизировать время перехода к нужному небесному телу.



*Рисунок 2.7: Спиральная траектория полёта солнечного паруса направленная к краю солнечной системы,  $\alpha = -35^\circ$*

#### **Параграф 2.4: Сравнение с другими двигательными системами.**

В то время как характеристическое ускорение может использоваться для выбора из нескольких возможных конфигураций космического паруса, требуется также какое-либо другое измерение для сравнения с иными видами двигательных систем. В традиционной ракетной технике для измерения эффективности двигательной системы используется удельный импульс.

Устоявшееся определение гласит, что удельный импульс двигательной системы равен моменту, приобретаемому ракетой, на единицу массы потребляемого топлива. В то время как для реактивных ракет это определение является полезным, оно совершенно не подходит для космических парусов, которые топлива не потребляют вовсе. Однако космическим парусам может быть приписан эффективный удельный импульс с использованием уравнения ракеты (формулы Циолковского).

Для некоторой ракеты, имеющей начальную массу  $m_1$ , конечная масса  $m_2$ , достигаемая после ускорения на величину  $\Delta v$  с использованием двигательной системы с удельным импульсом  $I_{sp}$ , определяется из отношения

$$m_2 = m_1 \exp\left(-\frac{\Delta v}{g I_{sp}}\right) \quad (2.2)$$

где  $g$  – стандартное ускорение свободного падения на уровне моря ( $9.81 \text{ м/с}^2$ ). Это – уравнение ракеты, впервые выведенное Циолковским уже в 1897 году. И так, из этого уравнения можно предположить, что космический парус должен иметь бесконечный удельный импульс, поскольку его масса не меняется. Хотя это и так, для конечной по продолжительности миссии космический парус будет обладать всё же конечным общим импульсом. В частности, если космический парус используется для доставки полезного груза на некую высокоэнергетическую орбиту, масса самого космического паруса становится лишней после того, как выводится груз. Следовательно, если оказывается, что масса паруса больше, чем масса двигательной системы, использующей топливо, требуемой для достижения той же цели, едва ли можно назвать космический парус более эффективным, несмотря на то, что в принципе он обладает бесконечным удельным импульсом. Бесконечный удельный импульс на практике достигается только в миссии с бесконечной продолжительностью.

Для измерения эффективного удельного импульса, доставляемого космическим парусом, начальной массой  $m_1$  будем считать общую массу паруса и груза, а массой  $m_2$  – только массу груза. С введением новых обозначений в уравнении (2.2) можем записать эффективный удельный импульс в виде  $R(= m_1/m_2)$

$$I_{sp} = \frac{\Delta v}{g} \ln \left( \frac{1}{R} \right)^{-1} \quad (2.3)$$

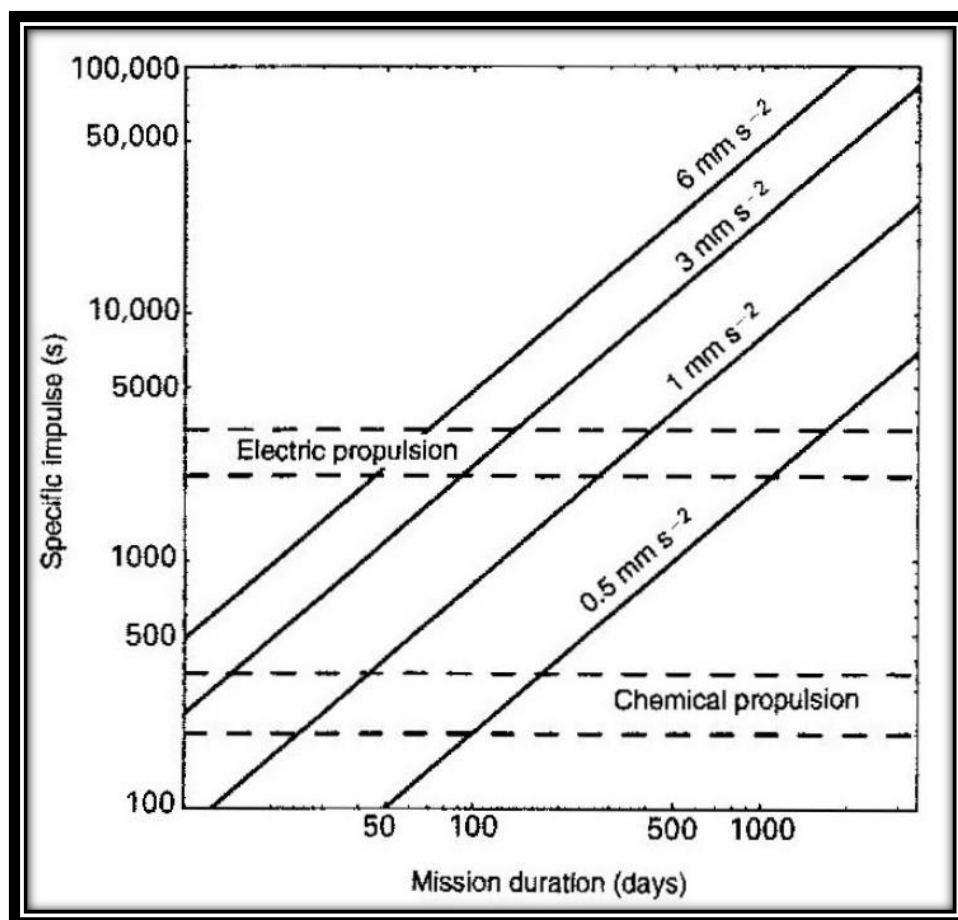
где  $R(= m_1/m_2)$  – доля груза в общей масса паруса. Эффективная  $\Delta v$ , доставляемая космическим парусом, может также быть получена из характеристического ускорения космического паруса и длительности миссии. Для миссии длительности  $T$  эффективная  $\Delta v$ , доставляемая парусом в окрестности земной орбиты, приблизительно равна  $\Delta v \sim a_0 T$ , так, что

$$I_{sp} \sim \frac{a_0 T}{g} \ln \left( \frac{1}{R} \right)^{-1} \quad (2.4)$$

Следует заметить, что для полета вблизи Солнца действительное ускорение, испытываемое космическим парусом, значительно больше характеристического ускорения. К тому же полезное ускорение, создаваемое космическим парусом, есть функция ориентации паруса, которая, вообще говоря, будет изменяться в течение миссии. Однако можно видеть, что эффективный удельный импульс космического паруса, линейно растёт с продолжительностью миссии. Следовательно, даже космический парус низкой производительности может быть конкурентоспособной двигательной системой, если длительность миссии достаточно велика.

Это сравнение легко видеть на графике (Рис. 2.8), который показывает эффективный удельный импульс нескольких космических парусов в сравнении с другими формами двигательных систем. Можно сделать вывод, что оправданная доля груза в общей массе  $R = 1/3$ . Большая доля груза, конечно, позволит набрать больший эффективный удельный импульс, однако ценой более тонкой плёнки паруса, если общая масса солнечного паруса

останется неизменной. Легко заметить, что, в то время как космические паруса низкой производительности эффективны только для миссий большой продолжительности, высокопроизводительные космические паруса могут стремительно опережать другие двигательные системы. Химические двигательные системы обычно имеют удельный импульс более 200 Н·с, с верхней границей 450 Н·с для криогенных двигательных систем, использующих жидкий кислород и жидкий водород, что также показано на графике (Рис. 2.8).



**Рисунок 2.8: Сравнение эффективного удельного импульса различных двигательных систем**

В то время как это сравнение выделяет некоторые преимущества солнечных парусов и указывает на возможность их применения, оно является чрезвычайно упрощённым анализом. Любое детальное сравнение видов двигательных систем должно включать в себя общую стоимость миссии,

начальную массу запуска и вычислительную сложность в дополнение к простым параметрам, таким как эффективный удельный импульс. Начальная масса запуска космического корабля является особенно важной, поскольку это является ключевым фактором при выборе ракеты-носителя, которая может оказаться существенной частью общей стоимости миссии. Выбор ракеты-носителя хоть сколько-нибудь меньшей мощности, хотя и из того же семейства, может позволить сэкономить значительные средства.

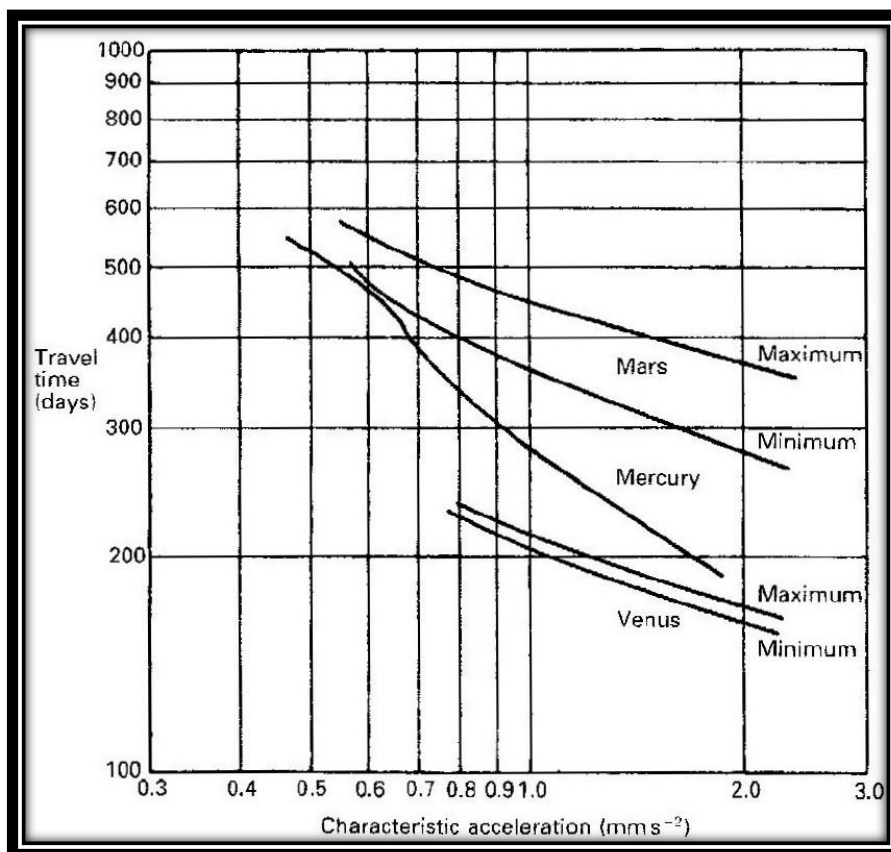
## **Глава III: Приложения миссий солнечного паруса**

### **Параграф 3.1: Применимость**

Теперь, когда уже оговорены конструкция и работа различных концепций солнечного паруса, рассмотрим применение к возможным миссиям. Сделано ударение на том, что солнечные паруса не требуют топлива и, следовательно, обладают значительными преимуществами, например, при доставке грузов на высокоэнергетические орбиты или для миссий возвращения проб. Далее, поскольку солнечный парус, в принципе, способен достигать неограниченных  $\Delta v$ , становятся возможными многоцелевые миссии, такие как исследования астероидов, или же экзотические некеплеровы орбиты. Все эти потенциальные приложения оптимальным образом используют преимущества солнечного паруса в высокоэнергетических и/или длительных миссиях. В самом деле, анализ приблизительного удельного импульса, проведённый в предыдущем разделе, ясно освещает потребность в солнечных парусах низкой и средней производительности в длительных миссиях.

Солнечный парус может использоваться просто для увеличения производительности верхней ступени ракеты-носителя, забирая груз с некой начальной высокой орбиты Земли, или же просто для движения после преодоления притяжения Земли. Если требуется, спиральные траектории удаления от Земли должны начинаться с высоты от 600 до 900 километров, чтобы остаточное атмосферное сопротивление не действовало на парус. В любом случае, время удаления от Земли может измеряться месяцами, так что весьма желательно доставить парус на траекторию удаления от Земли традиционными способами.





**Рисунок 3.1: Время полёта паруса до планет внутри астероидного кольца**

В отличие от баллистических траекторий солнечные паруса имеют, по существу, открытое окно запуска, так что траектории могут непрерывно изменяться в соответствии с любой требуемой датой пуска. Для миссий к планетам внутри солнечной системы возможно короткое время захвата паруса гравитационным полем планеты, что показано на графике (Рис. 3.1). Однако для доставки нагрузки к внешним планетам время захвата непозволительно велико из-за сильно уменьшенного давления солнечного излучения. Тогда грузы должны переводиться на планетарную орбиту с использованием хранимого в космосе топлива или, если это возможно, с использованием атмосферы для манёвра торможения.

В то время как солнечные паруса могут использоваться как двигательная система с высоким удельным импульсом для доставки грузов, существуют другие концепции, которые предполагают использование постоянно доступной силы солнечного давления для генерации семейств

некеплеровых орбит. Это орбиты, которые не подчиняются обыкновенным законам орбитального движения Кеплера, которым подчиняются все остальные космические летательные аппараты и тела Солнечной системы. В то время как орбиты всех солнечных парусов по существу некеплеровы из-за возмущения, вызванного давлением солнечного излучения, некоторые орбиты возмущены так сильно, что достойны выделения в отдельное семейство. Они становятся возможными, если сила давления солнечного излучения имеет тот же порядок, что и гравитация в данной точке пространства. В то время как для некоторых орбит требуется высокопроизводительный солнечный парус, для других орбит достаточно паруса средней производительности. Например, вблизи точек Лагранжа в системе Солнце – Земля локальное гравитационное ускорение столь мало, что для создания новых орбит с уникальными приложениями может использоваться парус средней производительности.

### **Параграф 3.2: Миссии во внутренней Солнечной системе**

Благодаря повышенному давлению солнечного излучения во внутренней Солнечной системе солнечные паруса легко могут доставлять грузы к близким, сильно наклонённым орбитам вокруг Солнца. Это можно осуществить, вначале двигаясь по спиральной траектории к низкой круговой гелиоцентрической орбите, радиус которой ограничен жаропрочностью плёнки паруса (обычно орбита находится между 0.2 и 0.3 а.е.). Затем орбитальный наклон паруса увеличивается за счёт поворота паруса и направления части силы солнечного давления попеременно над и под плоскостью эклиптики каждую полуорбиту. Например, солнечный парус с характеристическим ускорением  $1 \text{ мм/с}^2$  может доставить груз на солнечную полярную орбиту высотой 0.5 а.е. с длительностью миссии порядка 2.5 лет, начиная с траектории удаления от Земли. Последующие манёвры для увеличения эксцентриситета орбиты могут позволить доставку грузов на

орбиты, которые в перигелии пересекают солнечную атмосферу на высоте менее 0.02 а.е. Это миссия Солнечного зонда, которая с химической двигательной системой может быть выполнена только с проведением гравитационного манёвра у Юпитера и с использованием высокоэнергетической ракеты-носителя. Поскольку солнечный парус стартует с низкоэнергетической траектории удаления от Земли, возможно использование намного меньшей по размерам и, следовательно, по стоимости ракеты-носителя.

Другие миссии во внутренней Солнечной системе, такие, как доставка грузов на Меркурий, открывают внушительные перспективы. Баллистическая пересылка на Меркурий требует  $\Delta v$  порядка 13 км/с, хотя это требование может быть ослаблено использованием гравитационного маневра ценой увеличения длительности миссии. Та же миссия может быть выполнена с использованием относительно небольшого солнечного паруса. Солнечный парус с характеристическим ускорением  $0.25 \text{ мм/с}^2$  доставит груз к Меркурию за 3.5 года, в то время как парусу с вдвое большей производительностью потребуется лишь полтора года. Время на захват и спиральный спуск на орбиту полезной миссии на Меркурии пренебрежимо мало, поскольку ускорение солнечного паруса на Меркурии может более чем в десять раз превышать характеристическое ускорение на 1 а.е. Эти миссии во внутренней Солнечной системе используют солнечный парус наилучшим образом, пользуясь доступным увеличенным давлением солнечного излучения для высокоэнергетических миссий.

Для доставки грузов на Марс время спирального подъёма обычно несколько больше, чем для баллистической доставки. Однако солнечный парус не ограничен ожиданием синодического периода между возможностями баллистического запуска. Опять же, для паруса с характеристическим ускорением  $1 \text{ мм/с}^2$  время полёта к Марсу будет порядка 400 дней, с ещё 100 днями на захват и спиральный спуск на низкую планетарную орбиту. Несмотря на то, что солнечные паруса могут

доставлять большую, чем химические двигательные системы, долю нагрузки на данную массу запуска, односторонние миссии на Марс не представляются рациональным использованием солнечного паруса, поскольку требуемое  $\Delta v$  относительно невелико, в частности, в сравнении с солнечными миссиями полярного типа.

Хотя односторонние миссии на Марс не выглядят привлекательными, миссии взятия проб с возвратом обратно предоставляют некоторые возможности. Для баллистической миссии масса груза, доставляемого на Марс, должна включать топливо для возвращения на Землю. Для миссии же солнечного паруса топливо требуется только для спускаемого аппарата для посадки и подъёма с поверхности Марса. Следовательно, при равной массе запуска солнечный парус может привезти большую массу образцов, возможно, из различных геологических областей, с использованием планетохода. Также при равной массе привозимых образцов использование солнечного паруса позволяет использование меньшей и более дешёвой ракеты-носителя.  $\Delta v$  для возвратной миссии взятия образцов может быть примерно вдвое больше, чем для невозвратной миссии, так что, очевидно, возврат образцов является высокоэнергетической миссией, для которой разумно использовать солнечные паруса.

Другие миссии во внутренней Солнечной системе включают в себя использование больших солнечных парусов для уменьшения общей массы на нижних орбитах Земли (и, следовательно, уменьшения стоимости), требуемой для исследования Марса человеком. Солнечный парус с большой долей массы груза и низким характеристическим ускорением может доставлять на Марс материально-техническое обеспечение, которое не является критичным по времени. В таких миссиях с небольшим эффективным  $\Delta v$  является важной большая доля нагрузки. Это позволяет эффективно использовать солнечный парус с высоким эффективным удельным импульсом. Например, квадратный парус  $2 \times 2$  км массой 19200 кг

может доставить 32000-килограммовый груз на орбиту Марса с начальной околоземной орбиты за 4.2 года. Парус затем может вернуться на Землю за 2 года, с тем чтобы получить новый груз для доставки на Марс. Это, по-видимому, наибольший солнечный парус, какой разумно было бы доставить на околоземную орбиту целиком, используя Space Shuttle или большую невосстановимую ракету-носитель типа Titan IV.

### **Параграф 3.3: Миссии во внешней Солнечной системе**

Из-за уменьшенного давления солнечного излучения во внешней Солнечной системе выведение грузов на околопланетную орбиту должно достигаться с использованием обыкновенной химической двигательной системы или, если возможно, торможением с использованием атмосферы. Грузы могут доставляться к Юпитеру и Сатурну за минимальное время 2 и 3,3 года соответственно с применением солнечного паруса с характеристическим ускорением  $1 \text{ мм/с}^2$ . После запуска на траекторию удаления от Земли солнечный парус делает петлю во внутренней Солнечной системе для ускорения до квазибаллистической дуги. Благодаря этому режиму перевозки грузы будут доставляться с большими гиперболическими скоростями. Солнечный парус подобной производительности также может использоваться для доставки грузов к Плутону за время, приблизительно равное 10 годам. Хотя солнечные паруса обеспечивают высокую производительность для планетарных миссий во внешней Солнечной системе, необходимость в обратной перевозке грузов или в заключении груза в защитную оболочку уменьшает их эффективность. Однако нужно помнить, что способность к обратной перевозке грузов требуется также и для обычных миссий с применением химических двигательных систем в сочетании с множественными гравитационными манёврами.

Заметим вновь, что благодаря потенциально неограниченному  $\Delta v$  солнечных парусов становятся возможными миссии стыковки нескольких

мелких тел, так же, как и миссии возврата проб с мелких тел. Понятие «мелкие тела» включает в себя весь спектр мелких объектов Солнечной системы от астероидов до комет. Например, возврат проб с кометы Энке возможен с продолжительностью миссии порядка 5 лет с применением солнечного паруса с характеристическим ускорением  $1 \text{ мм/с}^2$ . Миссия Энке особенно сложна из-за того, что орбита кометы имеет высокий эксцентриситет и требует значительных энергий как для стыковки, так и для фазы возврата. У многих комет наклон орбиты также достаточно высок, что делает их ещё более трудными целями для других двигательных систем. Действительно, комета Галлея имеет ретроградную орбиту, которая в 1970-х привела к усилиям по развитию солнечного паруса в Jet Propulsion Laboratory. Вблизи таких малых тел возможны интересные орбиты, так как локальное гравитационное ускорение может быть того же порядка, что и ускорение, создаваемое давлением солнечного излучения. Также интерес предоставляет возможность исследования нескольких астероидов. Это особенно привлекательная и окупающаяся концепция, так как миссия, по сути, не ограничена во времени, позволяя повторные рейсы с использованием того же набора инструментов. Солнечный парус с автономной навигационной системой и системой принятия решений предоставляет впечатляющие возможности таких исследований.

В скоростных миссиях удаления от Солнечной системы солнечные паруса предлагают значительный выигрыш в производительности. Для таких миссий - к гелиосфере на расстояние 100 а.е. или к фокусу солнечной гравитационной линзы на расстоянии 550 а.е. – обратная доставка не требуется, так что для ускорения грузов до высоких скоростей могут применяться траектории с петлёй во внутренней Солнечной системе. Действительно, из-за стремительно уменьшающегося давления солнечного излучения солнечный парус можно отбросить уже после нескольких астрономических единиц. Применяя высокопроизводительный солнечный парус с характеристическим ускорением  $6 \text{ мм/с}^2$  и прохождение вблизи

Солнца на высоте 0.2 а.е., можно достичь скоростей более чем в 20 а.е. в год. Это немало даже в сравнении со скоростью в 3 а.е. в год, которой достиг корабль “Voyager”, ускоренный гравитационными манёврами. В то время как солнечные паруса достигают весьма высоких скоростей, с ними соперничают ядерные электрические двигательные системы. В частности, расщепление ядер радиоактивного топлива, используемое для движения, также может использоваться для обеспечения груза электроэнергией. Солнечный парус должен в дополнение к самому грузу нести на себе некоторый источник энергии, так как фотоэлектрические клетки солнечного паруса на таких больших расстояниях принесут мало пользы.

#### **Параграф 3.4: Некеплеровы орбиты**

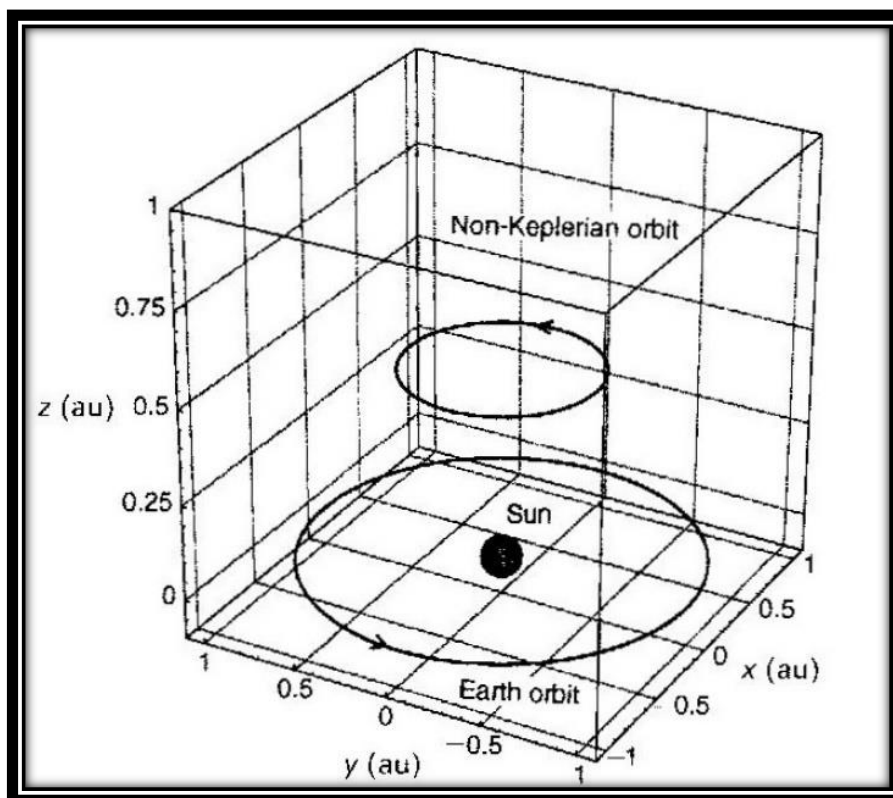
Благодаря постоянно доступной силе давления солнечного излучения, солнечные паруса способны выходить на экзотические некеплеровы орбиты, которые для любого другого космического корабля невозможны. Хотя некоторые из этих миссий и требуют передовых высокопроизводительных солнечных парусов, остальные вполне возможны с относительно скромными конструкциями парусов. Производительность паруса, требуемая для этих орбит, есть функция локального гравитационного ускорения; следовательно, размещение орбит высоко над плоскостью эклиптики, например, требует характеристического ускорения порядка  $6 \text{ мм/с}^2$ , в то время как создание искусственной точки Лагранжа потребует характеристического ускорения всего лишь порядка  $0.25 \text{ мм/с}^2$ . Хотя эти орбиты и не являются невозможными для других двигательных систем, на них можно находиться только ограниченное время, которое ограничено долей массы топлива в массе космического корабля.

Во-первых, с применением передового солнечного паруса было бы возможно выбрать его массу на единицу площади так, чтобы сила давления солнечного излучения в точности уравновешивала силу притяжения Солнца.

Это возможно, так как обе эти силы обратно пропорциональны квадрату расстояния от Солнца. Требуемое характеристическое ускорение для достижения такого равновесия приблизительно равно  $6 \text{ мм/с}^2$ , что соответствует нагрузке на солнечный парус, равной всего  $1.5 \text{ г/м}^2$ . Такой солнечный парус позволил бы миссии по физике Солнца, с зависанием над солнечными полюсами, проводя постоянные наблюдения, или же зависающие в любом месте Солнечной системы. Такой парус можно было бы использовать для размещения круговых гелиоцентрических орбит высоко над плоскостью эклиптики, с периодом обращения, синхронным с Землёй или любым другим телом Солнечной системы, как показано на рис. 3.2. Когда станут возможными солнечные паруса с характеристическим ускорением порядка  $6 \text{ мм/с}^2$ , для миссий будут доступны большие семейства новых экзотических орбит.

Для высокопроизводительных солнечных парусов, работающих вблизи Земли, было показано, что они могут использоваться для размещения коммуникационных спутников над и под геостационарной орбитальной плоскостью. Эта концепция, предложенная физиком Робертом Форвардом, позволила бы спутникам находиться над и под экваториальной плоскостью, сильно увеличивая число доступных расположений. С применением более скромных солнечных парусов возможно искусственное смещение точек баланса Лагранжа системы Земля – Солнце. Точки Лагранжа – это места, где космический корабль будет находиться в равновесии относительно Земли и Солнца. Например, внутренняя точка  $L_1$ , находящаяся в 1.5 млн. км от Земли в направлении Солнца, - это излюбленное место для миссий физики Солнца. Поскольку солнечный парус добавляет силы динамике орбиты, положение точки  $L_1$  может быть искусственно смещено ближе к Солнцу или даже над плоскостью эклиптики.





*Рисунок 3.2: некеплерова орбита в сонячній системі*

Поскольку локальное гравитационное ускорение вблизи  $L_1$  мало, требуются достаточно небольшие солнечные паруса. Например, солнечный парус с характеристическим ускорением всего в  $0.25 \text{ мм/с}^2$  может вдвое увеличить расстояние от Земли до точки  $L_1$ . Как будет показано, это новое положение точки равновесия полезно для предупреждения о солнечных плазменных штормах до того, как они достигнут Земли. Солнечный парус с вдвое большей производительностью может постоянно находиться высоко над точкой  $L_1$ , так что он оказывается над арктическими регионами Земли. Даже учитывая большую длину пути, такое расположение точки равновесия позволило бы постоянную связь с высокоширотными регионами или непрерывное отображение полярных регионов в реальном времени. Это далеко превосходит обыкновенные геостационарные спутники, которые в высокоширотных и полярных регионах появляются низко над или даже под линией горизонта. Концепция «Statite» для высокоширотных коммуникаций

(также запатентованная Робертом Форвардом), использует эти преимущества.

### **Параграф 3.5: Будущее с парусом**

Зачем нужны солнечные паруса? Ведь их тяга очень мала (давление солнечного света на уровне земной орбиты на идеально отражающее зеркало площадью 1000 м<sup>2</sup> составляет всего 10 мН) и несравнима с мощными реактивными двигателями. Впрочем, двигатели на химическом горючем могут работать сотни секунд, плазменные двигатели – тысячи часов, и те и другие ограничены запасом рабочего тела. А вот паруса могут давать тягу, пока их поверхность освещена Солнцем (по прогнозам астрономов, это будет продолжаться еще около 5 миллиардов лет), и при этом не расходуется ни энергия, ни рабочее тело. Поэтому перед солнечными парусами открываются блестящие перспективы.

К сожалению, полет солнечного парусника с экипажем на борту – пока дело отдаленного будущего. Но автоматические станции, оснащенные таким двигателем, – реальность ближайшего времени. Парусные аппараты вполне серьезно рассматриваются как зонды для полета к внутренним планетам Солнечной системы, к Плутону, к некоторым астероидам и кометам. Для продвижения ближе к границам Солнечной системы, где интенсивность солнечного света существенно снижается, уже появляются фантастические проекты орбитальных лазеров, «подталкивающих» парус.

На сегодняшний день космический аппарат с солнечным парусом способен решать не только научные задачи. Одним из его реальных прикладных применений может стать проект НПО им. Лавочкина и ИКИ РАН «Солнечная погода». Речь идет о 30-килограммовой космической обсерватории для наблюдения за Солнцем и предсказания магнитных бурь, размещаемой на расстоянии, например, три миллиона километров на линии Земля–Солнце. Это в два раза ближе к Солнцу, чем точка либрации (то есть гравитационного равновесия), в которой висит европейско-американская солнечная обсерватория SOHO. Используя парус площадью в 1000

квадратных метров, «Солнечная погода» будет компенсировать увеличение притяжения Солнца – это даст возможность предупреждать о магнитной буре за большее время, чем сейчас.

## Глава IV: Постановка задачи и практическая часть

### Параграф 4.1: Давление солнечного света

Величина давления солнечного света на расстоянии  $r$  от Солнца выражается формулой

$$P = \frac{S_0}{c} \left( \frac{r_0}{r} \right)^2 \quad (4.1)$$

где  $S_0 = 1368 \text{ Вт/м}^2$  солнечная постоянная,  $c$  - скорость света,  $r_0$  равно одной астрономической единице. На орбите Земли  $P \approx 4,7 \times 10^{-6} \text{ Н/м}^2$ .

При полном зеркальном отражении солнечного света на плоский парус площади  $\Omega$  действует сила

$$\vec{F} = -2P\Omega \cos^2(\alpha) \vec{n} \quad (4.2)$$

где  $\alpha$  угол между направляющим вектором падающего на парус солнечного излучения  $\vec{e}_r$  и нормалью к поверхности  $\vec{n}$  [1] (Рис. 4.1).

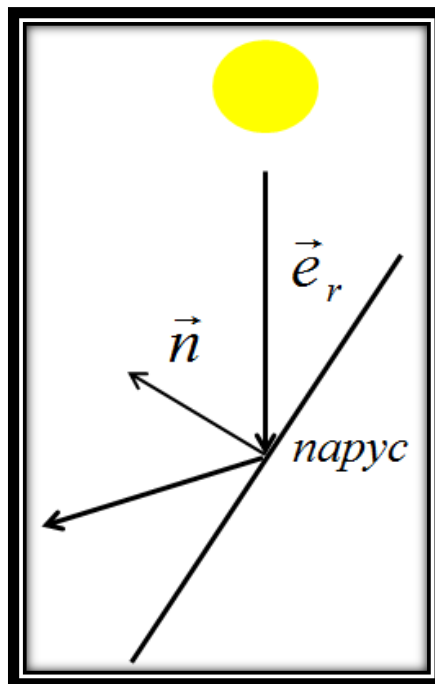


Рисунок 4.1: направляющий вектор падающего света

Кроме того, можно предположить, что часть энергии солнечного излучения отражается рассеиванием, а часть поглощается с последующим переизлучением в виде тепла с двух сторон от поверхности. В этом случае действующую на поверхность силу можно определить, введя соответствующие оптические коэффициенты:

$\alpha$  – коэффициент поглощения

$\rho$  – общий коэффициент отражения

$\rho_s$  – коэффициент отражения света зеркально

$\rho_d$  – коэффициент отражения света рассеиванием

$s = \frac{\rho_s}{\rho}$  – отношение коэффициента отражения света зеркально к общему

коэффициенту отражения

Выполняется соотношение  $\rho = \rho_s + \rho_d$ .

$\varepsilon_f, \varepsilon_b$  – коэффициенты излучения передней и обратной стороны паруса

$B_f, B_b$  – характеризуют угловое распределение излучения передней и обратной стороны паруса

Значение силы будет складываться из нескольких компонент (Рис. 4.2).



После сложения всех составляющих действующих на поверхность сил, и приведения к базису из  $\vec{e}_r$  и  $\vec{n}$ , можно записать суммарное значение в виде [2]:

$$\vec{F} = 2P\Omega \cos(\alpha) [b_1 \vec{e}_r - (b_2 \cos(\alpha) + b_3) \vec{n}] \quad (4.3)$$

$$\text{где } b_1 = \frac{1}{2}(1 - s\rho), \quad b_2 = s\rho,$$

$$b_3 = \frac{1}{2} \left[ B_f(1 - s)\rho + (1 - \rho) \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right] \quad (4.4)$$

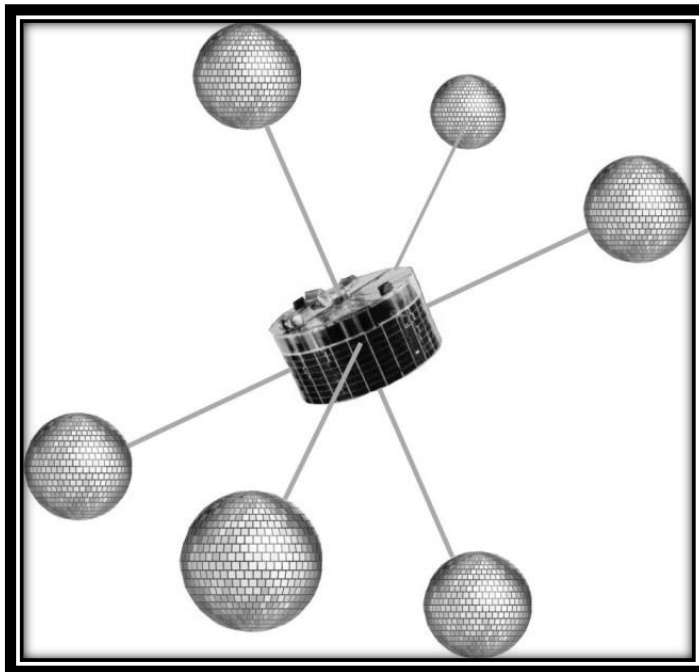
Известно, что существуют поверхности с зеркальным отражением почти 90% всего излучения [3]. Поэтому при решении многих задач можно получить хорошее приближение, рассматривая зеркальную поверхность паруса как идеальную.

#### **Параграф 4.2: Идея конструкции паруса из шести шаров**

Помимо простых плоских парусов, можно предложить и более сложные конструкции. Рассмотрим солнечный парус, состоящий из шести шаров с контролируемой отражающей солнечный свет поверхностью и скрепленных между собой перпендикулярными друг к другу штангами. Центр масс космического аппарата располагается в точке пересечения штанг (Рис. 4.3). Каждый из шаров разбит на элементарные секции (пиксели). Пиксели могут быть в двух состояниях. Участки паруса, преимущественно поглощающие или пропускающие солнечный свет, будем называть неактивными, а отражающие – активными. Центр масс спутника расположен в точке пересечения штанг.

Идея состоит в том, что можно было бы менять величину давления на разные участки представленного паруса и за счет этого осуществлять маневры по изменению ориентации в пространстве без использования топлива.

Таким образом, задачей является подбор конфигурации активных и неактивных пикселей таким образом, чтобы осуществить поворот паруса со спутником в центре вокруг произвольной оси и выполнить остановку в заданном положении.



*Рисунок 4.3: Космический аппарат с шарообразными солнечными парусами и аппаратом в центре.*

Введем абсолютную систему координат с началом в точке  $O$ , являющейся центром масс спутника, и осями, направленными вдоль штанг в начальный момент времени. Оси подвижной системы координат направлены вдоль штанг в момент времени поворота. Предположим, что координатные оси являются главными моментами инерции. Точки  $A_1, A_2, A_3$  – координаты центров шаров, первоначально находящихся на положительных полуосях  $X, Y, Z$ .  $A'_1, A'_2, A'_3$  – центры остальных шаров, симметричных первым трем относительно осей координат. Солнечный свет направлен в отрицательном направлении оси  $Z$ .



### Параграф 4.3: Описание движения конструкции

Приведем некоторые необходимые знания из теоретической механики. Рассмотрим переход твердого тела из одного фиксированного положения в другое, при котором сохраняется неподвижной некоторая точка  $O$ . По теореме Эйлера из теоретической механики такое движение может быть представлено как вращение вокруг некоторой оси и описывается некоторым ортогональным оператором  $C$ . Введем некоторую неподвижную систему координат с началом в точке  $O$ , и обозначим за  $\vec{x}$  радиус-вектор произвольной точки тела в исходном положении, за  $\vec{r}$  – радиус-вектор той же точки после поворота, за  $\vec{e}$  – ось вращения. Поворот на угол  $\alpha$  виден из конца вектора  $\vec{e}$  происходящим против часовой стрелки.

Предположим для начала, что  $\vec{x}$  и  $\vec{e}$  неколлинеарны. Составим правоориентированный репер  $O\vec{e}_1^1\vec{e}_2^1\vec{e}_3^1$  следующим образом:

$$\vec{e}_1^1 = \frac{\vec{e} \times (\vec{x} \times \vec{e})}{|\vec{e} \times \vec{x}|}, \vec{e}_2^1 = \frac{\vec{x} \times \vec{e}}{|\vec{e} \times \vec{x}|}, \vec{e}_3^1 = \vec{e} \quad (4.5)$$

В этом репере поворот имеет вид

$$\vec{r} = \vec{e}(\vec{e} \times \vec{x}) + |\vec{e} \times \vec{x}|[\vec{e}_1^1 \cos(\alpha) + \vec{e}_2^1 \sin(\alpha)] \quad (4.6)$$

Действительно, первое слагаемое представляет собой составляющую вектора  $\vec{x}$ , направленную вдоль вектора  $\vec{e}$  и не изменяющуюся при повороте вокруг этого вектора. Второе слагаемое задает преобразование вращения на угол  $\alpha$  в плоскости, перпендикулярной вектору  $\vec{e}$ . Учтем выражения для векторов  $\vec{e}_1^1$  и  $\vec{e}_2^1$  из формула 4.5:

$$\vec{r} = \vec{e} \times (\vec{e} \times \vec{x}) + \vec{e} \times (\vec{x} \times \vec{e}) \sin(\alpha) + \vec{e} \times (\vec{x} \times \vec{e}) \cos(\alpha) \quad (4.7)$$

Преобразуем двойное векторное произведение:

$$\vec{e} \times (\vec{e} \times \vec{x}) = \vec{e} \times (\vec{e} \times \vec{x}) - \vec{x} \quad \text{или} \quad \vec{e} \times (\vec{e} \times \vec{x}) = \vec{x} + \vec{e} \times (\vec{e} \times \vec{x})$$

Теперь получим выражение 4.8:

$$\vec{r} = \vec{x} + 2 \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) (\vec{e} \times \vec{x}) + \vec{e} \times (\vec{x} \times \vec{e})(1 - \cos(\alpha)) \quad (4.8)$$

Обозначим  $q_0 = \cos(\alpha/2)$  и  $\vec{Q} = \vec{e} \sin(\alpha/2)$ , тогда выражение 4.6 запишется в виде:

$$\vec{r} = \vec{x} + 2q_0(\vec{Q} \times \vec{x}) + 2(\vec{Q} \times (\vec{Q} \times \vec{x})) \quad (4.9)$$

Далее разложим  $\vec{Q}$  по векторам базисного репера:

$$\vec{Q} = q_1\vec{e}_1 + q_2\vec{e}_2 + q_3\vec{e}_3 \quad (4.10)$$

Объект  $\vec{q} = (q_1, q_2, q_3, q_0)^T$  называется кватернионом. Выполняется соотношение  $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$ . Матрица поворота имеет следующий вид [8]:

$$C = \begin{bmatrix} (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Угловая скорость  $\vec{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$  в подвижной системе координат и кватернион связаны с дифференциальным уравнением

$$\begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_0 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_0 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

Величина угловой скорости может быть определена из системы динамических уравнений Эйлера при известных вращающем моменте  $\vec{M} = (M_1, M_2, M_3)$  и главных моментах инерции космического аппарата  $A, B, C$ .

$$\begin{aligned} A \frac{d\omega_1}{dt} + (C - B)\omega_2\omega_3 &= M_1 \\ B \frac{d\omega_2}{dt} + (A - C)\omega_1\omega_3 &= M_2 \\ C \frac{d\omega_3}{dt} + (B - A)\omega_1\omega_2 &= M_3 \end{aligned} \quad (4.13)$$

#### **Параграф 4.4: Алгоритм выбора активности пикселя**

В работе [4] представлен алгоритм, определяющий конфигурацию активных и неактивных пикселей для осуществления поворота в предположении, что неактивные пиксели никакого воздействия на конструкцию не оказывают. Это может быть реализовано, например, если они полностью пропускают свет. В данной работе далее будет рассматриваться парус с учетом сил, действующих на неактивные пиксели. Неактивные участки паруса будут поглощать свет и переизлучать энергию в виде тепла согласно предложенной модели.

Приведем новый алгоритм «включения» пикселей для создания вращающего момента.

Вначале все пиксели предполагаются черными, а суммарный момент силы давления равным нулю.

***Внешний цикл осуществляется по всем шести шарам.***

Умножая радиус-вектор центра шара в начальный момент времени на матрицу  $A$ , находим текущую координату центра шара.

***Внутренний цикл осуществляется по всем пикселям на шаре.***

Умножая радиус-вектор от центра шара к центру пикселя в начальный момент времени на матрицу поворота  $A$  и прибавляя текущую координату центра шара, находим текущую координату центра пикселя.

Если угол между радиус-вектором от центра шара к центру пикселя и направлением солнечного луча меньше прямого, то пиксель находится в тени своего шара и остается черным. Если расстояние между проекциями центра пикселя и центра любого из остальных пяти шаров на плоскость, перпендикулярную солнечным лучам, меньше радиуса шара и центр шара ближе к Солнцу, чем центр пикселя, то пиксель считается затененным другим шаром и остается черным. Все остальные пиксели будут освещены Солнцем.

Вычислим, какая будет на него действовать сила, если он находится в активном состоянии, и какая будет действовать сила, если пиксель неактивен.

При вычислении силы для каждого случая используются соответствующие оптические коэффициенты.

Умножив скалярно вектор нормали к пикселю и вектор направления солнечного луча, и поделив результат на длины этих векторов, получим косинус угла  $\alpha$  из формулы 4.3. Вычислим коэффициенты  $b_1, b_2, b_3$  из формулы 4.3, используя оптические коэффициенты активного пикселя и определим действующую силу. Аналогично вычислим силу, если пиксель неактивен.

Умножая векторно силу давления света на данный пиксель и радиус-вектор из центра системы к центру пикселя, получаем момент силы, который создает пиксель. Вычислим эти моменты для случая активного и неактивного состояния пикселя, обозначив их соответственно  $\vec{M}_1$  и  $\vec{M}_2$ .

Сравним отклонение от оси вращения вектора момента силы  $\vec{M}_1$  и  $\vec{M}_2$ . Если скалярное произведение векторов оси вращения и момента силы  $\vec{M}_1$  больше, чем скалярное произведение векторов оси вращения и момента силы  $\vec{M}_2$ , и длина вектора  $\vec{M}_1$  больше, чем длина вектора  $\vec{M}_2$ , то выбранный участок паруса (пиксель) делаем отражающим, и к суммарному моменту сил добавляем момент силы  $\vec{M}_1$ .

Если условие не выполняется, то оставляем пиксель неактивным и к суммарному моменту сил добавляем момент сил  $\vec{M}_2$ .

***Конец цикла по пикселям на шаре.***

***Конец цикла по шарам.***

После выполнения описанной части алгоритма будет получен некоторый суммарный вращающий момент  $\vec{M}$ .

Далее следует этап алгоритма, позволяющий получить более качественный суммарный момент после предыдущих процедур: сделать его больше по модулю или уменьшить угол отклонения от оси вращения. Что именно считать увеличением качества зависит от целей программиста. К примеру, может потребоваться повысить точность или же уменьшить время

выполнения маневра. Для предварительного общего анализа алгоритма можно затребовать оба условия.

***Внешний цикл по всем шарам***

***Внутренний цикл по всем неактивным пикселям шара***

Для неактивного пикселя вычисляется момент  $\vec{M}_1$ , который он может создать в случае, если примет активное состояние. Если результат окажется более качественным, то оставим пиксель активным.

***Конец цикла по неактивным пикселям на шаре.***

***Конец цикла по шарам.***

Если после выполнения цикла удалось улучшить суммарный момент, снова запускается цикл по всем оставшимся неактивным пикселям. Соответственно, если по итогам цикла ни один из пикселей включен не был, то очередной цикл не запускается и вместе с тем завершается алгоритм подбора конфигурации активных и неактивных пикселей.

И так, после завершения алгоритма будет определен суммарный момент  $\vec{M}$ , вращающий конструкцию в данный момент времени. Используя систему уравнений 4.12 – 4.13, можно определить значения угловой скорости и кватерниона через промежуток времени  $\Delta t$ . Для этого применяется численное решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений 4.12 – 4.13 методом Рунге-Кутты второго порядка точности. Подставляя значение для кватерниона в выражение для матрицы поворота 4.11, определяется новая ориентация аппарата через промежуток времени  $\Delta t$ . Далее следует повторение всех описанных процедур до тех пор, пока не будет завершен поворот. Остановка паруса в заданном положении для анализа влияния неактивных пикселей на данном этапе не требуется и не проводится.

#### **Параграф 4.5: Анализ поворота вокруг оси X**

Рассмотрим работу данного алгоритма для нескольких различных значений оптических коэффициентов  $\varepsilon_f, \varepsilon_b, B_f, B_b$  для неактивных пикселей. Для получения некой общей картины было предложено присваивать коэффициентам значение, близкое к 0 или к 1. Решено было использовать значения 0,1 и 0,9. Таким образом, всего можно получить 16 вариантов их различной комбинации. Точность маневра будем характеризовать максимальным отклонением вектора угловой скорости от оси поворота за время маневра.

Для вычисления суммарного вращающего момента, угловых скоростей и угловых координат в любой момент времени маневра, а также визуализации ориентации паруса в пространстве была использована программа, используемая в работе [4]. Алгоритм выбора активных пикселей был изменен в соответствии с изложенным выше его описанием.

Параметры паруса примем следующими:

Длины штанг  $10\text{ м}$

Радиус шаров  $1\text{ м}$

Все главные моменты инерции равны  $1000\text{ кг} \times \text{м}^2$

Длина стороны квадрата одного пикселя  $0,1\text{ м}$

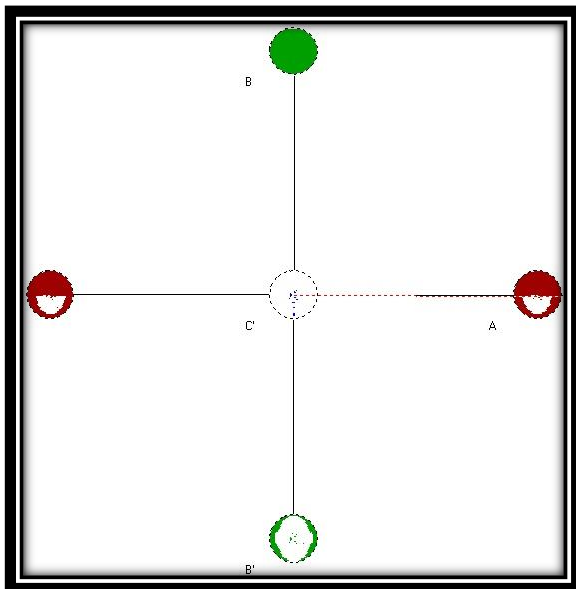
В результате тестирования алгоритма путем задавания различных осей и проведения поворота было установлено, что гарантированно с хорошей точностью алгоритм работает для поворотов вокруг главных осей. Для многих комбинаций коэффициентов были обнаружены такие оси, при которых парус не может осуществить маневр с удовлетворительной точностью.

Приведем пример успешной работы алгоритма с высокой точностью. В качестве главной оси выберем ось X и представим на рисунках ниже результаты работы программы для поворота на угол  $360^\circ$ .

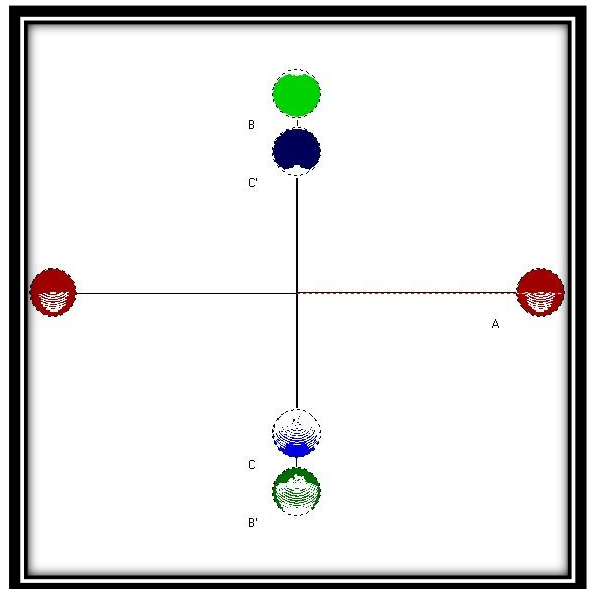
Из всех комбинаций оптических коэффициентов на рисунках ниже показано два случая. Первый вариант соответствует комбинации оптических коэффициентов, при котором получился наименьший момент  $\vec{M}$ . Вторым случаем соответствует коэффициентам, при которых момент максимален. Точность обозначим символом  $I_{ac}$  – рассчитывается, как косинус угла между вектором угловой скорости и вектором поворота вокруг оси. На рисунках ниже показано состояние активности пикселей в момент поворота на  $0^\circ, 60^\circ, 120^\circ, 180^\circ, 240^\circ, 360^\circ$  вокруг оси X. Для обоих вариантов ниже приведены рисунки с состоянием паруса для каждого этапа и графики изменения момента  $\vec{M}$  в момент времени  $t$ .

**Случай первый:**

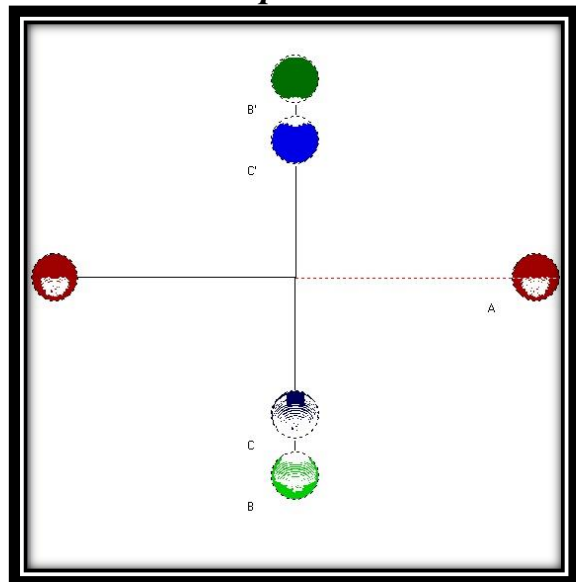
$\varepsilon_f$	$\varepsilon_b$	$B_f$	$B_b$
0,9	0,1	0,1	0,9



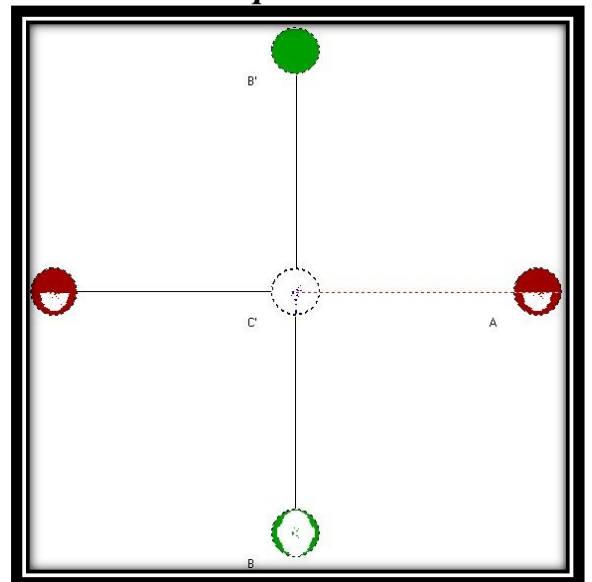
*Момент поворота - этап 1: 0°*



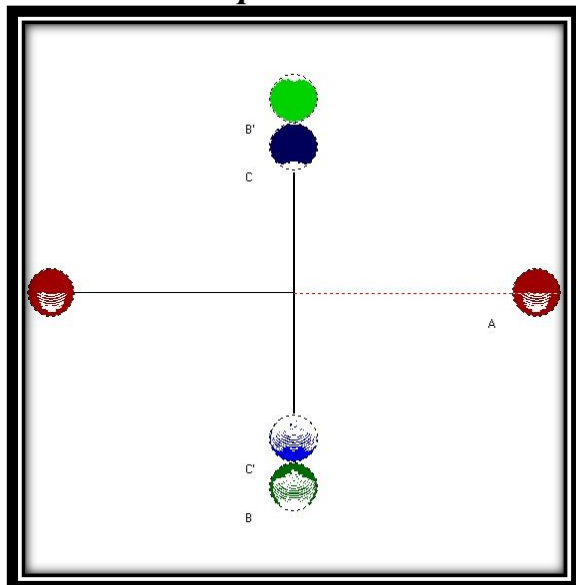
*Момент поворота - этап 2: 60°*



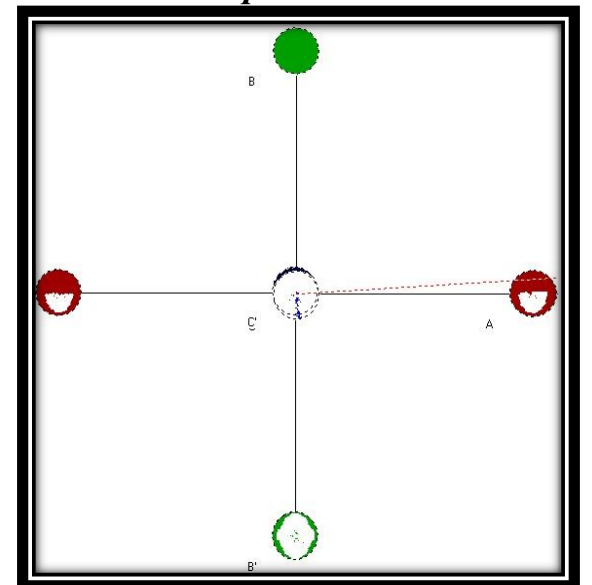
*Момент поворота - этап 3: 120°*



*Момент поворота - этап 4: 180°*

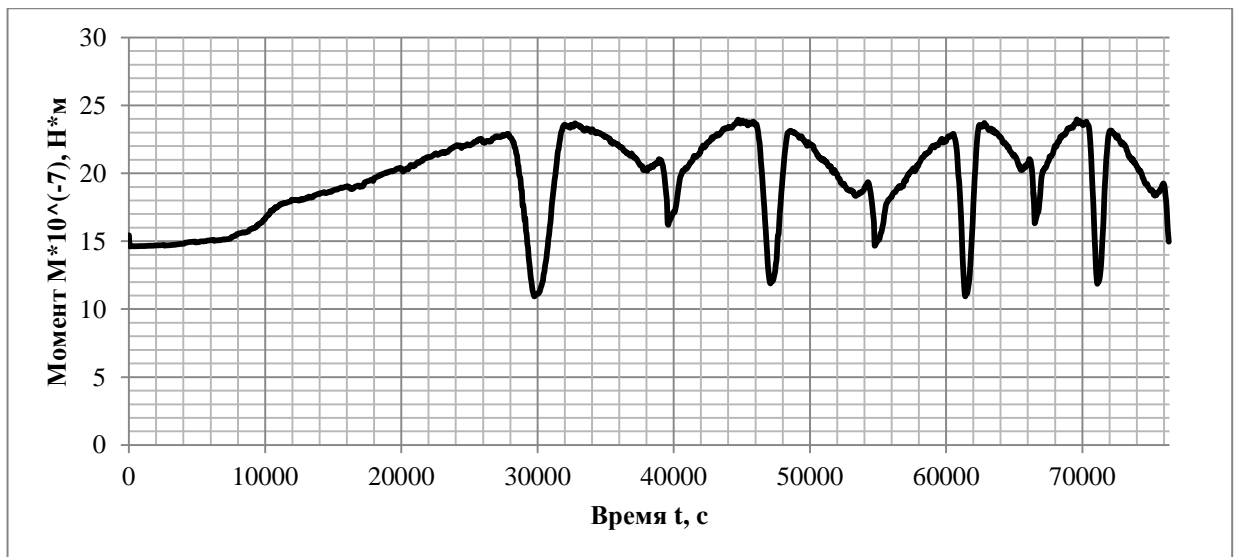


*Момент поворота - этап 5: 240°*



*Момент поворота - этап 6: 360°*





**Рисунок 4.4: суммарный вращающий момент паруса, случай первый**

**Результат первого случая:**

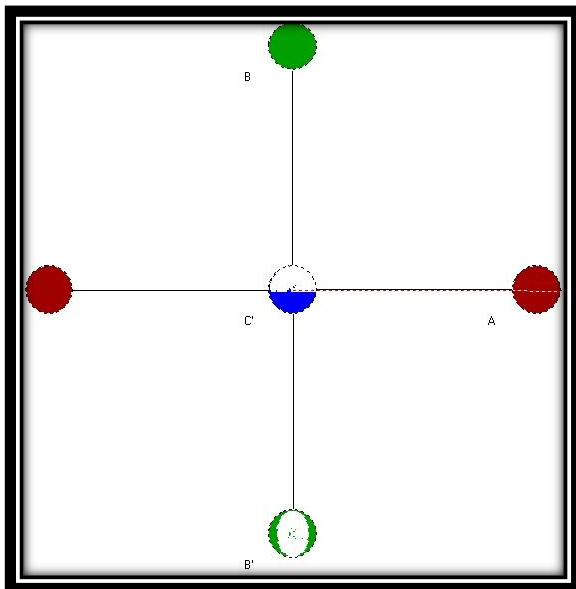
1) на графике (Рис. 4.4) максимальный вращающий момент

$$\vec{M} = 25 \times 10^{-7} \text{ Н} * \text{ м};$$

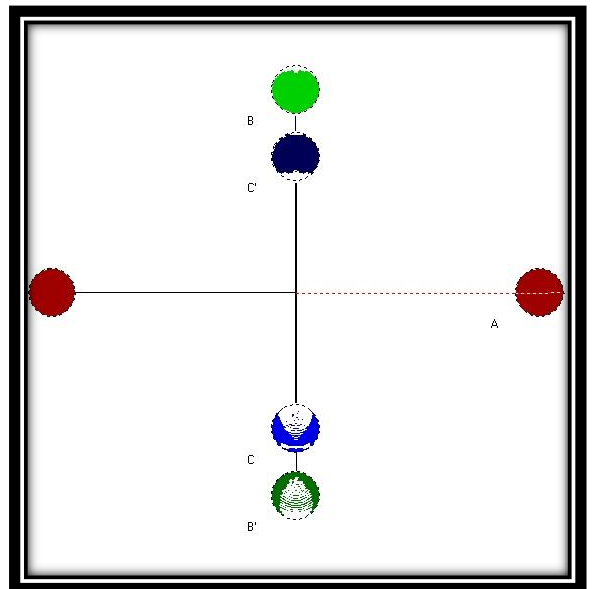
2) точность  $I_{ac} = 0,99999115$ .

**Случай второй:**

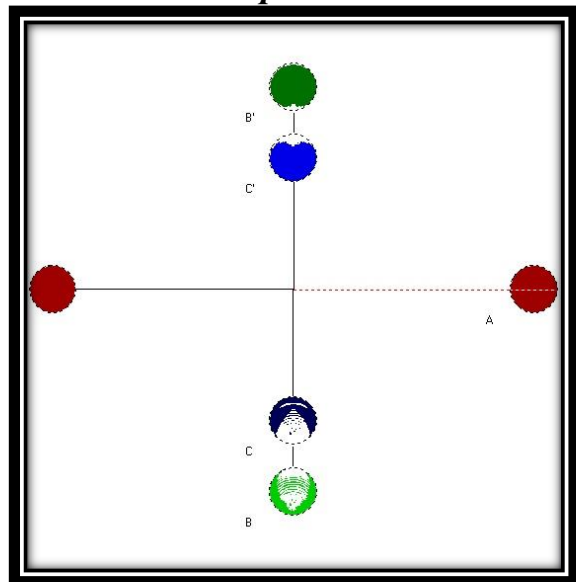
$\varepsilon_f$	$\varepsilon_b$	$B_f$	$B_b$
0,9	0,1	0,9	0,1



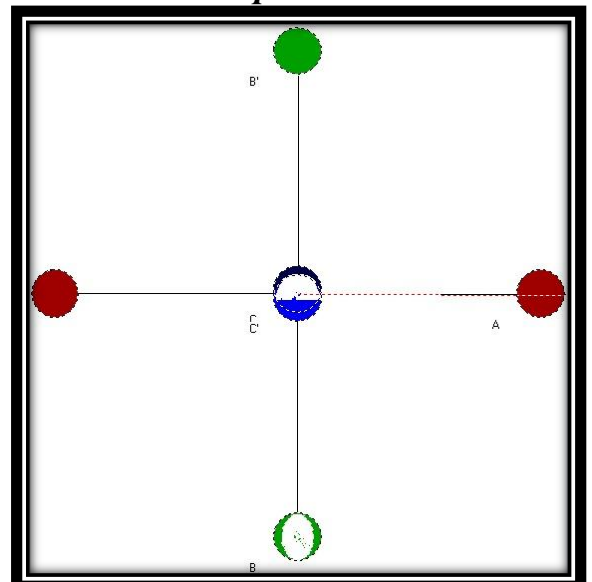
*Момент поворота - этап 2: 0°*



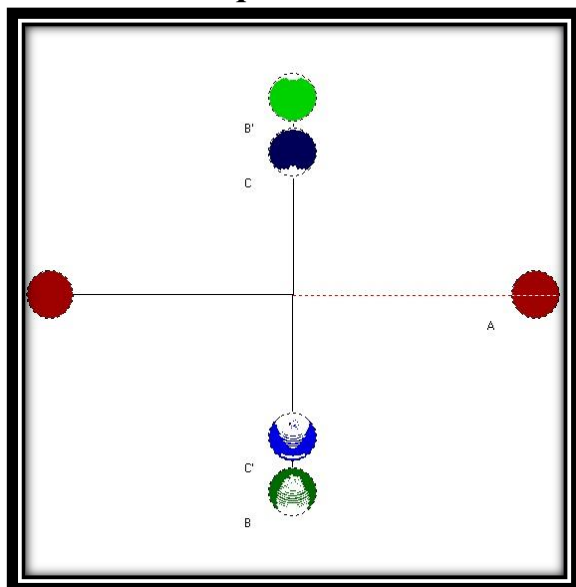
*Момент поворота - этап 2: 60°*



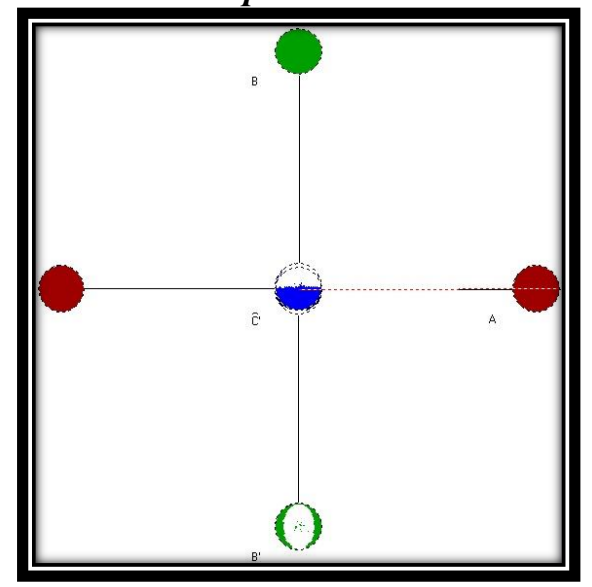
*Момент поворота - этап 3: 120°*



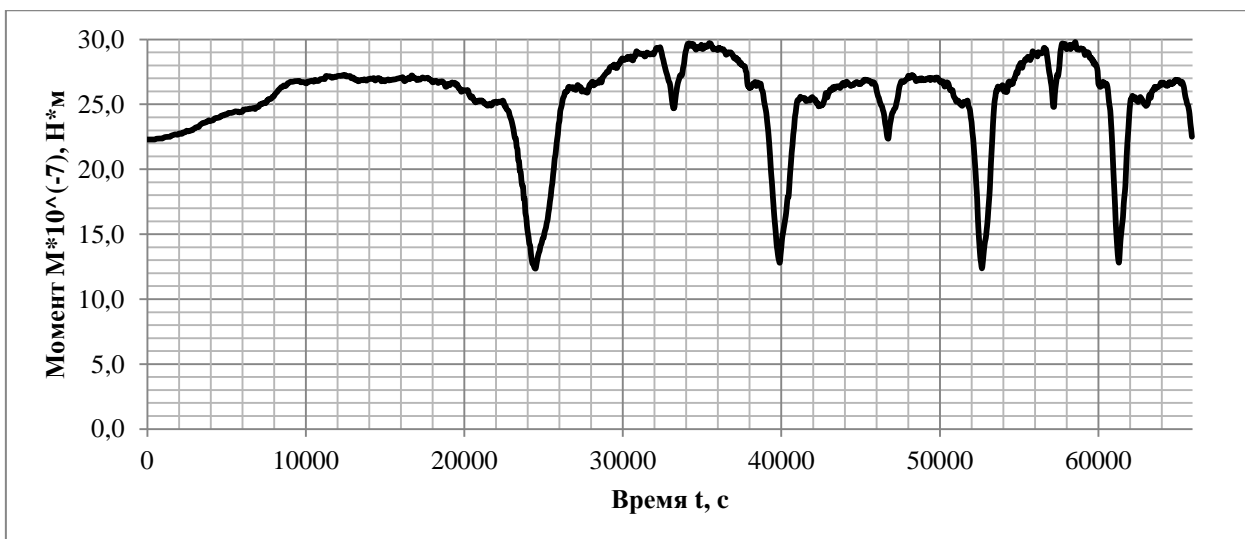
*Момент поворота - этап 4: 180°*



*Момент поворота - этап 5: 240°*



*Момент поворота - этап 6: 360°*



**Рисунок 4.5:** суммарный вращающий момент паруса, случай второй

**Результат второго случая:**

- 1) на графике (Рис. 4.5) максимальный вращающий момент  $\vec{M} = 30 \times 10^{-7} \text{ Н} * \text{ м};$
- 2) точность  $I_{ac} = 0,99998250.$

**Параграф 4.6: Выводы о работе алгоритма**

Было установлено, что учет воздействия со стороны неактивных пикселей значительно усложняет задачу о повороте паруса из шести шаров и требует нового подхода. Предложенный алгоритм не позволил с хорошей точностью поворачивать вокруг произвольной оси. Однако, ему удастся осуществлять вращение вокруг главных осей. Из результатов видно, что оптические коэффициенты неактивного пикселя оказывают сильное влияние на движение. Поэтому для дальнейшего исследования видятся два направления. Первое из них – это дальнейшая работа над алгоритмом и его оптимизация для повышения точности. А второе – “подгонка” оптических коэффициентов для минимизации воздействия со стороны неактивных пикселей.

## **Заключение**

В наш век современных технологий реализация запуска проекта солнечного паруса значительно упрощена благодаря мощному оборудованию, которое способно решать огромный спектр вычислительных задач. Тем не менее, перед вступлением проекта в силу должна быть подготовлена большая база знаний, должен быть продуман каждый этап запуска, в том числе и дальнейшее эксплуатирование солнечного паруса. Без построения математической модели и расчетов обойтись нельзя. Необходимо просчитать каждый этап, в том числе и полёт паруса по его траектории, его управление и многое другое, что может занять большое количество времени. Сэкономить время и материальные затраты на исследования помогают различные программные приложения. Эта работа – не исключение. Исходя из анализа результатов, благодаря программному приложению из работы [4], удалось выяснить, что поведение системы солнечных парусов очень сильно зависит от свойств материала, из которого сделано покрытие каждого паруса и на данный момент также удалось добиться удовлетворяющих результатов. Но останавливаться на достигнутом еще рано. Я заключаю, что развитие исследований системы шарообразных солнечных парусов должно настойчиво продолжаться, исходя из всей выгоды такого грандиозного проекта.

### **Список литературы:**

1. McInnes C., «Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications», Springer–Praxis Series in Space Science and Technology, Springer–Praxis, Berlin, Heidelberg, New York, Chicester, 1999 г., 300с.
2. Leonel Rios-Reyes, «Solar Sails: Modeling, Estimation, and Trajectory Control», A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Aerospace Engineering) in The University of Michigan, 2006 г., 164 с.
3. Wright, J., «Space Sailing, Gordon and Breach Science Publishers», Philadelphia, 1992 г., 232с.
4. Чумаченко Е.Н., Данхем Д.У., Назиров Р.Р., Кулагин В.П., Малашкин А.В., Эйсмонт Н.А., Федоренко А.Н., «О задаче моделирования и управления шарообразными космическими парусами», Вестник ТГТУ (ISSN 0136-5835), Том 17, № 4, 2011 г., Transactions TSTU, 1044-1052 с.
5. Назиров Р.Р., Эйсмонт Н.А., Чумаченко Е.Н., Данхэм Д.У., Логашина И.В., Федоренко А.Н. «Управление группировкой космических аппаратов в окрестности Солнечно-Земных коллинеарных точек либрации с помощью солнечного паруса», Вестник машиностроения, 2013 г., 50 с.
6. Joseph M. Fulton, «LQG/LTR Optimal Attitude Control of Small Flexible Spacecraft Using Free-Free Boundary Conditions», 2006, 206с.
7. Данхэм Д.У., Чумаченко Е.Н., Назиров Р.Р., Эйсмонт Н.А. «Международное сотрудничество ученых по программе пилотируемых полетов для исследования солнечной системы и планетарной защиты», Вестник РАЕН, 2012 г., том.12, №4, с. 82-92.
8. Голубев Ю.Ф., «Основы теоретической механики», Издательство Московского Университета, 2000 г., 720 с.