

На правах рукописи



Макаренкова Надежда Алексеевна
СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ
ОРИЕНТАЦИЕЙ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА БЕСКАРКАСНОЙ
ЦЕНТРОБЕЖНОЙ КОНСТРУКЦИИ БЕЗ РАСХОДА
РАБОЧЕГО ТЕЛА

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов (технические науки)

Автореферат

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва – 2018 год

Работа выполнена на кафедре «Системы автоматического и интеллектуального управления» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: Степаньянц Георгий Аркадьевич
доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры «Системы
автоматического и интеллектуального
управления» МАИ

Официальные оппоненты: Старинова Ольга Леонардовна
доктор технических наук, доцент,
профессор кафедры космического
машиностроения
ФГАОУ ВО «Самарский
национальный исследовательский
университет им. академика
С.П. Королёва»

Круковский Сергей Владимирович
кандидат технических наук,
заместитель начальника отдела,
начальник лаборатории
АО «Корпорация «КОМЕТА»

Ведущая организация: ФГУП МОКБ «Марс»

Защита состоится **29 ноября 2018 года в 14:00** на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, дом 4. С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета) и на сайте

https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=95844

Автореферат разослан «__» _____ 2018 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.12
к.т.н., доцент

Старков А.В.



ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Солнечный парус можно считать одним из перспективных вариантов современных космических движителей благодаря тому, что он не требует расхода топлива. Многочисленные научные работы и проекты как российских, так и зарубежных учёных [Поляхова Е.Н., Королев В.С., Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н., Черемных Е.А., Легостаев В.П., Субботин А.В., Тимаков С.Н., Зыков А.В., Zeng X., Li J., Baoyin H., Wawrzyniak G.G., Howell K.C. и т.д.], посвящённые движению за счёт светового давления и разработке алгоритмов управления солнечными парусами, подтверждают актуальность исследования и возможность применения солнечного паруса в космонавтике ближайших десятилетий. Любые манёвры солнечного паруса в пространстве связаны с управлением угловой ориентацией паруса по отношению к солнечным лучам. С целью уменьшения массы космического аппарата и увеличения его теоретического срока эксплуатации актуальной задачей является разработка системы управления угловой ориентацией солнечного паруса без расхода рабочего тела. При такой постановке задачи в существующих зарубежных проектах солнечных парусов для переориентации используется изменение отражательной способности отдельных участков конструкции по разные стороны от центра масс космического аппарата (данный метод был использован в космическом аппарате IKAROS). Вследствие небольшой величины получаемых при этом моментов космическому аппарату требуется значительное время на разворот. Более эффективным является построение системы управления пространственным разворотом солнечного паруса с использованием силовых гироскопических устройств. В работе рассмотрена конструкция солнечного паруса, в которой форма поверхности плёнки поддерживается центробежными силами за счёт вращения центральной цилиндрической жёсткой вставки. Кинетический момент системы «жёсткая вставка – плёнка» компенсируется за счёт устройства, условно названного маховиком. Пространственный разворот солнечного паруса будет осуществляться изменением угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». В этом случае космический аппарат

начнёт вращаться вокруг оси, совпадающей с суммой этих векторов в связанной системе координат.

Цель исследования. Обеспечение требуемой ориентации солнечного паруса в процессе его эксплуатации без расхода рабочего тела. Обеспечение демпфирования колебаний плёнки, возникающих при переориентации паруса центробежной конструкции. Устранение дисбаланса кинетических моментов элементов конструкции, возникающего при воздействии внешних возмущений. Оценка площади солнечных батарей, обеспечивающих функционирование системы управления.

Объект исследования. Система управления пространственной ориентацией солнечного паруса, представленного в виде вращающейся тонкой пленки, прикрепленной к цилиндрической жесткой вставке, и маховика, кинетический момент которого равен по модулю и противоположен по направлению кинетическому моменту системы «жёсткая вставка – плёнка».

Предмет исследования. Алгоритмы системы управления солнечного паруса, обеспечивающие требуемую ориентацию по отношению к солнечным лучам в процессе его эксплуатации без расхода рабочего тела.

Методология и методы исследования. Основными методами исследования, используемыми в работе, являются: методы механики твёрдого тела, метод конечных элементов, методы теории автоматического управления, математическое моделирование.

Следующие результаты являются новыми:

1) Разработанный алгоритм активного демпфирования колебаний поверхности солнечного паруса при эволюциях космического аппарата.

2) Алгоритм управления и математическое описание пространственного разворота солнечного паруса путём изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и поверхности паруса.

3) Способ устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и поверхности паруса путём

изменения отражательной способности поверхности солнечного паруса.

Практическая значимость результатов исследования. Оценка формы поверхности солнечного паруса при его эволюциях и разработанный алгоритм демпфирования колебаний позволили при исследовании пространственной переориентации использовать грубую математическую модель поверхности паруса в виде плоского диска, соединённого с жёсткой вставкой упругой невесомой плёнкой. Разработанный алгоритм управления и математическое описание пространственного разворота солнечного паруса путём изменения угла между векторами кинетических моментов его вращающихся частей позволили оценить возможные угловые скорости переориентации с учётом конструктивных особенностей космического аппарата. При этом существенно снизилось время на переориентацию космического аппарата по сравнению с методом, использующим для пространственного разворота изменение коэффициента отражательной способности поверхности паруса. В работе изменение коэффициента отражательной способности поверхности паруса используется только для устранения дисбаланса абсолютных значений кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» за приемлемое время. Использование рекуперации кинетических энергий вращающихся элементов конструкции солнечного паруса позволяет снизить требуемую площадь солнечных батарей при создании внешнего воздействия путём изменения отражательной способности плёнки.

Достоверность полученных результатов подтверждается математическим моделированием предложенной системы управления пространственной ориентацией солнечного паруса, физически обоснованными закономерностями, соответствием полученных результатов моделирования с ожидаемыми при изменении исходных данных.

Внедрение результатов работы. Полученные в ходе работы результаты использованы в научно-исследовательских работах ФГУП ЦНИИмаш при разработке облика перспективных космических аппаратов с солнечным парусом гибкой конструкции (СЧ НИР «Авангард» (Аппараты)), системы управления

пространственной ориентацией космического аппарата, методов синтеза законов управления демпфированием крупногабаритных деформируемых конструкций СЧ НИР «Магистраль» (Облик).

Публикации и апробация результатов работы. По теме диссертации опубликовано восемь работ, из них три в рецензируемых изданиях, определённых Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации. Часть материалов, вошедших в данную диссертационную работу, были отмечены первым местом на Московском конкурсе на лучшую научную работу студентов МАИ в 2014 году. В 2014 году материалы диссертации докладывались на конференции «Гагаринские чтения» (МАТИ, г. Москва) и на XI конференции молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования» (ИКИ РАН, г. Москва). Материалы диссертации докладывались на конференции «Инновации в авиации и космонавтике» (МАИ, г. Москва), где в 2014 году заняли первое место в секции «Проектирование, динамика полета и эксплуатация РКС», а в 2015 году заняли первое место в секции «Перспективы развития ракетно-космических систем и космических технологий». Также материалы диссертации докладывались на конференции «Гагаринские чтения» (МАИ, г. Москва), где в 2016 заняли первое место в секции «Перспективы развития ракетно-космических систем и космических технологий», в 2017 году заняли второе место в секции «Управление движением, навигация и бортовые системы», а в полуфинале конкурса докладов были отмечены грамотой за перспективность тематики исследований и практическую значимость работы.

На защиту выносятся следующие основные научные положения:

- 1) Алгоритм активного демпфирования колебаний поверхности солнечного паруса при его эволюции в условиях невозможности прямого измерения угловых координат поверхности паруса.
- 2) Алгоритм управления пространственной переориентации космического аппарата с солнечным парусом путём изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и поверхности паруса.

3) Способ устранения дисбаланса абсолютных значений кинетических моментов маховика и поверхности солнечного паруса без расхода рабочего тела, а также алгоритм и математическое описание этого процесса.

4) Методика оценки необходимого увеличения площади солнечных батарей для обеспечения работоспособности системы управления солнечным парусом при использовании в качестве аккумуляторов энергии вращающиеся части солнечного паруса.

Структура и объём работы. Работа состоит из введения, трёх разделов, заключения и списка использованных источников. Объём диссертации составляет 120 страниц. Работа содержит 35 рисунков и 4 таблицы. Список использованных источников включает 62 наименования.

В работе влияния различных орбитальных факторов, таких как градиент гравитационного поля небесных тел, радиационные потоки от Солнца и галактическое излучение, радиационные пояса и магнитные поля планет и т.д., учитываются в совокупности только как некоторое возмущающее воздействие, которое может привести к дисбалансу по модулям векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». Влияние этих факторов на технические характеристики звеньев конструкции, в частности, на материал плёнки, не учитывается. Отражение солнечных лучей от плёнки происходит строго по геометрическому закону, т.е. не является рассеянным. Система управления пространственной переориентацией разрабатывалась применительно к случаю, когда солнечный парус находится на гелиоцентрической орбите. При исследовании и моделировании систем управления, использующих изменение отражательной способности плёнки, предполагается, что солнечный парус находится на расстоянии 1 а.е. от Солнца, и на него не отбрасывают тень небесные тела.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость полученных результатов,

приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также сведения об апробации результатов работы.

Первый раздел посвящён оценке формы поверхности плёнки при эволюциях солнечного паруса и разработке алгоритма активного демпфирования колебаний плёнки.

Схема конструкции солнечного паруса представлена на рисунке 1. Центр связанной с приборным отсеком ортогональной системы координат $OXYZ$ находится в центре масс солнечного паруса. При невозмущённом положении, когда кинетический момент маховика компенсирует кинетический момент системы «жёсткая вставка – плёнка», ось OZ направлена вдоль оси вращения всех элементов конструкции. В этом случае оси OX и OY находятся в невозмущённой плоскости паруса. Положение связанного координатного репера в пространстве может быть определено по астродатчикам. С вектором кинетического момента жёсткой вставки связана ортогональная система $OX_1Y_1Z_1$, в начальный момент времени (до пространственной переориентации солнечного паруса) совпадающая с системой координат $OXYZ$.

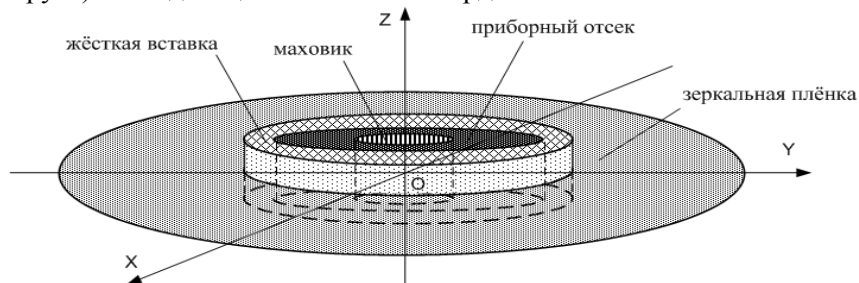


Рисунок 1 – Схема конструкции солнечного паруса

Математическая модель поверхности паруса при исследованиях была представлена в виде набора жестких аппроксимирующих окружностей, соединённых тонкой натянутой невесомой плёнкой. В каждый момент времени положение точки цилиндрического сечения плёнки будет представлять собой периодическую функцию от угла. Координаты каждой точки окружности являются периодической функцией, которую можно разложить в ряд Фурье. Первый член этого ряда будет представлять

собой эллипс, лежащий на поверхности цилиндра радиуса r . Если рассмотреть окружность радиуса r , лежащую в плоскости этого эллипса, то отклонения точек окружности от точек эллипса будут малыми высшего порядка. Это позволило при рассмотрении эволюций солнечного паруса разбить его поверхность на кольцевые области, каждая из которых была заменена аппроксимирующей окружностью с соответствующим моментом инерции. Окружности соединены между собой тонкой натянутой невесомой плёнкой. Правомерность данной математической модели подтверждена результатами моделирования, совпадающими с более сложными математическими моделями вращающейся мембраны с использованием уравнений с частными производными. При этом разработанная модель даёт наглядное представление о поведении плёнки при вращении солнечного паруса.

Оптимальное количество аппроксимирующих окружностей определялось с помощью анализа установившейся формы поверхности плёнки при равномерном вращательном движении солнечного паруса. На рисунке 2 приведена модель формы поверхности солнечного паруса при его переориентации с постоянной угловой скоростью при следующих характеристиках солнечного паруса: угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» $\omega_B = 1$ рад/с, радиус жёсткой вставки $R_B = 5$ м, радиус плёнки $R_{\Pi} = 50$ м, поверхностная плотность плёнки $\sigma = 7 \cdot 10^{-3}$ кг/м²; $\mu = 0,3$ – коэффициент Пуассона; угловая скорость пространственного разворота солнечного паруса $\omega_C = 0,0005$ рад/с.

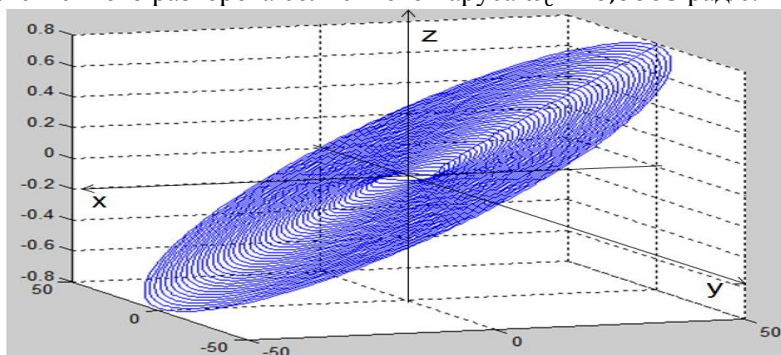


Рисунок 2 – Модель формы поверхности солнечного паруса при его переориентации с постоянной угловой скоростью

Анализ показал, что основной изгиб плёнки возникает возле жёсткой вставки, а на больших радиусах плёнка будет представлять собой плоский диск, расположенный к плоскости жёсткой вставки под некоторым углом, который будет зависеть от угловой скорости переориентации. Проведённое исследование позволило наложить ограничения на такие параметры космического аппарата, как соотношение радиусов плёнки и жёсткой вставки, угловую скорость плёнки, угловую скорость переориентации.

Ввиду практически нулевого значения диссипативных сил и вне зависимости от числа аппроксимирующих окружностей, составляющих модель плёнки, рассматривался вопрос о демпфировании её колебаний при эволюции солнечного паруса. Так как отклонение плёнки от плоскости жёсткой вставки составляет малую величину по сравнению с радиусом плёнки, а угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» много больше угловой скорости пространственного разворота солнечного паруса, можно воспользоваться следующей системой уравнений для угловых движений i -ой аппроксимирующей окружности в выбранной системе координат:

$$\begin{cases} \frac{d\alpha}{dt} = \frac{1}{2\omega_B} \cdot I^{-1} \cdot M \cdot \beta - \frac{1}{2\omega_B} \cdot I^{-1} \cdot b \cdot u_x \\ \frac{d\beta}{dt} = -\frac{1}{2\omega_B} \cdot I^{-1} \cdot M \cdot \alpha + \frac{1}{2\omega_B} \cdot I^{-1} \cdot b \cdot u_y \end{cases}, \quad (1)$$

где $\alpha = \begin{bmatrix} \alpha_0 \\ \vdots \\ \alpha_n \end{bmatrix}$, $\beta = \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \vdots \\ \beta_n \end{bmatrix}$ – угловые координаты, определяющие

пространственное положение аппроксимирующих окружностей по отношению к базовой системе координат; α_0, β_0 – угловые координаты, определяющие пространственное положение жёсткой вставки; n – число аппроксимирующих окружностей; I – матрица моментов инерции; u_x, u_y – управляющие воздействия,

приложенные к жёсткой вставке; $b = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}$ – матрица

коэффициентов; M – матрица коэффициентов, элементы которой можно найти по следующим формулам: $M_{i,i-1} = -\frac{\pi \cdot P_i \cdot r_{i-1} \cdot R_{i-1} \cdot R_i}{(R_i - R_{i-1})}$,

$M_{i,i+1} = -\frac{\pi \cdot P_i \cdot r_i \cdot R_i \cdot R_{i+1}}{(R_{i+1} - R_i)}, \quad M_{i,i} = M_{i,i-1} + M_{i,i+1}; \quad r_i$ – радиус аппроксимирующей окружности, R_i – радиус кольцевой области; $P_i = \frac{1}{8} \rho_{\text{п}} h_{\text{п}} (3 + \mu_{\text{п}}) (R_{\text{п}}^2 - r_i^2) \omega_{\text{в}}^2$ – напряжение в радиальном направлении, μ – коэффициент Пуассона плёнки; σ – поверхностная плотность пленки.

При отсутствии активного демпфирования корни характеристического многочлена этой системы имеют нулевую действительную часть, а их мнимые части, сильно разнесённые друг от друга, определяют частоты колебаний плёнки. Целесообразно поставить задачу демпфирования первого (ненулевого) тона, как оказывающего самое сильное влияние на установившуюся форму поверхности плёнки. В этом случае систему уравнений можно записать в виде:

$$\begin{cases} \frac{d\alpha_0}{dt} = -\frac{M_{1,1}}{2\omega_{\text{в}}I_0} \cdot \beta_0 - \frac{M_{1,1}}{2\omega_{\text{в}}I_0} \cdot \beta_1 - \frac{1}{2\omega_{\text{в}}I_0} \cdot u_x \\ \frac{d\alpha_1}{dt} = -\frac{M_{2,2}}{2\omega_{\text{в}}I_1} \cdot \beta_0 - \frac{M_{2,2}}{2\omega_{\text{в}}I_1} \cdot \beta_1 \\ \frac{d\beta_0}{dt} = \frac{M_{1,1}}{2\omega_{\text{в}}I_0} \cdot \alpha_0 + \frac{M_{1,1}}{2\omega_{\text{в}}I_0} \cdot \alpha_1 + \frac{1}{2\omega_{\text{в}}I_0} \cdot u_y \\ \frac{d\beta_1}{dt} = \frac{M_{2,2}}{2\omega_{\text{в}}I_1} \cdot \alpha_0 + \frac{M_{2,2}}{2\omega_{\text{в}}I_1} \cdot \alpha_1 \end{cases} \quad (2)$$

Разработан закон управления, смещающий мнимые корни системы в левую полуплоскость на комплексной плоскости на величину ε и обеспечивающий затухание колебаний плёнки за требуемое время $t_{\text{д}}$. Предполагается, что $\varepsilon = \frac{1}{t_{\text{д}}} \cdot \ln\left(\frac{1}{\Delta}\right)$, где Δ – радиус окрестности установившегося значения переходного процесса, при попадании в который процесс считается завершённым. $\hat{\omega}_1 = \frac{M_{1,1}I_1 + M_{2,2}I_0}{2\omega_{\text{в}}I_0I_1}$ – величина первого ненулевого тона колебаний плёнки. Тогда управляющие воздействия u_x (вдоль оси ОХ) и u_y (вдоль оси ОУ), демпфирующие колебания плёнки, запишутся в виде:

$$\begin{aligned} u_x &= k_1\alpha_0 + k_2\alpha_1 + k_3\beta_0 + k_4\beta_1, \\ u_y &= k_5\alpha_0 + k_6\alpha_1 + k_7\beta_0 + k_8\beta_1, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} k_1 = -k_7 = 4\varepsilon\omega_B I_0 \\ k_2 = -k_8 = 4\varepsilon\omega_B I_0 - \frac{8\varepsilon(2\varepsilon^2 + \widehat{\omega}_1^2)\omega_B^3 \cdot I_0^2 \cdot I_1^2}{M_{2,2} \cdot (I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1})} \\ k_3 = -k_5 = \sqrt{\frac{(I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1})^2 - 4\omega_B^2 I_0^2 I_1^2 (\widehat{\omega}_1^2 + 2\varepsilon^2)}{I_1}} \\ k_4 = -k_6 = k_3 - \sqrt{\frac{M_{2,2}^2 (k_1 - k_2)^2 - 16\varepsilon^2 \omega_B^4 I_0^2 I_1^2 (\widehat{\omega}_1^2 + \varepsilon^2)}{M_{2,2}^2}} \end{array} \right. . \quad (4)$$

На основании разработанного закона управления также получено релейное управление, осуществляющее демпфирование колебаний поверхности паруса.

Для системы (1) выполняются условия наблюдаемости, а значит, измеряя угловые скорости движения жёсткой вставки, можно определить состояние поверхности плёнки. Для определения вектора состояния для модели с одной аппроксимирующей окружностью был построен редуцированный наблюдатель:

$$\begin{bmatrix} \widehat{\alpha}_0 \\ \widehat{\alpha}_1 \\ \widehat{\beta}_0 \\ \widehat{\beta}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ I_0 M_{2,2} & 2I_0 \gamma \omega_B \\ I_1 M_{1,1} & M_{1,1} \\ 0 & 1 \\ -2I_0 \gamma \omega_B & I_0 M_{2,2} \\ M_{1,1} & I_1 M_{1,1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_0 \\ \beta_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -\frac{\gamma(I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1})}{I_1 M_{1,1}} & \frac{\gamma(I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1} - 2I_0 I_1 \gamma \omega_B)}{I_1 M_{1,1}} \\ 0 & 0 \\ -\frac{2I_0 I_1 \gamma^2 \omega_B}{I_1 M_{1,1}} & -\frac{\gamma(I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1} - 2I_0 I_1 \gamma \omega_B)}{I_1 M_{1,1}} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_1 \\ \dot{v}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma & 0 \\ 0 & \gamma \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \alpha_0 \\ \beta_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_{1,1} & T_{1,2} \\ T_{2,1} & T_{2,2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где v_1, v_2 – координаты состояния наблюдателя, рад; $\gamma = -100 \cdot \frac{1}{t_d}$;

$$T_{1,1} = \frac{-4I_0 I_1^2 \gamma^2 \omega_B^2 + M_{2,2} [I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1}] + 2I_1^2 \gamma M_{1,1} \omega_B}{2\omega_0 \gamma (4I_0^2 I_1^2 \gamma^2 \omega_B^2 + [I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1}]^2)},$$

$$T_{1,2} = \frac{4I_0 I_1^2 \gamma^2 \omega_B^2 + M_{2,2} [I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1}] + 2I_1^2 \gamma M_{1,1} \omega_B}{2\omega_B \gamma (4I_0^2 I_1^2 \gamma^2 \omega_B^2 + [I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1}]^2)},$$

$$T_{2,1} = \frac{I_1^2 M_{1,1}}{4I_0^2 I_1^2 \gamma^2 \omega_B^2 + [I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1}]^2}; \quad T_{2,2} = \frac{4I_0 I_1^2 \gamma^2 \omega_B^2 + M_{2,2} [I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1}]}{2\omega_B \gamma (4I_0^2 I_1^2 \gamma^2 \omega_B^2 + [I_0 M_{2,2} + I_1 M_{1,1}]^2)}.$$

Для случая модели солнечного паруса в виде жёсткой вставки и одной аппроксимирующей окружности на рисунках 3 и 4 приведены переходные процессы для угловых координат α_1 и β_1 аппроксимирующей окружности при релейном законе управления при ограничениях $u_{xmax} = 10 \text{ Н} \cdot \text{м}$, $u_{ymax} = 10 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

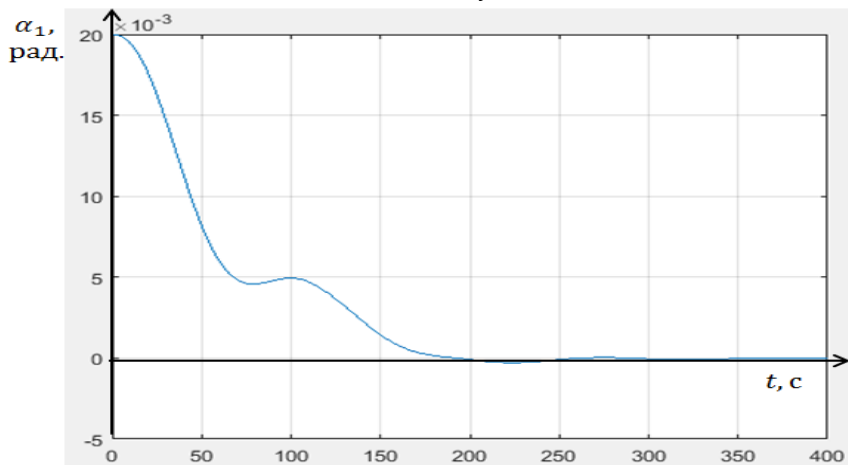


Рисунок 3 – Переходный процесс для угловой координаты α_1 аппроксимирующей окружности

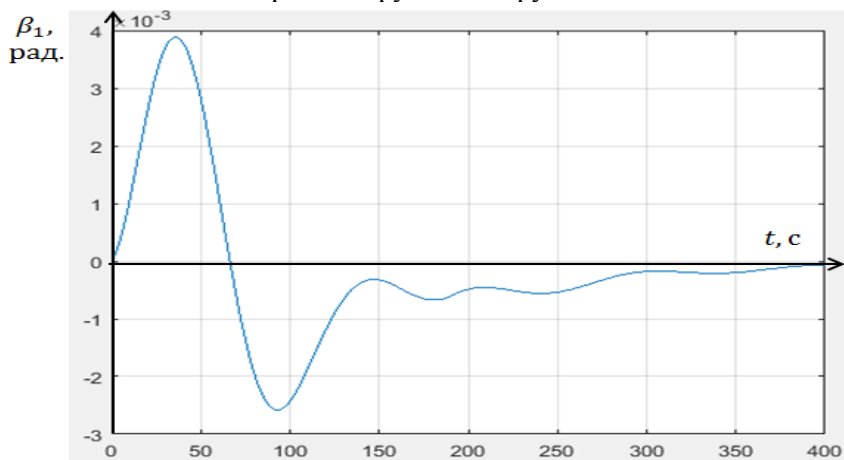


Рисунок 4 – Переходный процесс для угловой координаты β_1 аппроксимирующей окружности

Второй раздел посвящён разработке алгоритма управления пространственной ориентацией выбранной конструкции солнечного паруса без расхода рабочего тела путём изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». Неколлинеарность этих векторов приведёт к вращению солнечного паруса вокруг оси ОК, противоположной по направлению сумме векторов кинетических моментов элементов конструкции. Справедливо соотношение:

$$\vec{L}_B + \vec{L}_П + \vec{L}_M = -I_{OK}\vec{\omega}_{OK}, \quad (7)$$

где \vec{L}_B – вектор кинетического момента жесткой вставки; $\vec{L}_П$ – вектор кинетического момента плёнки; \vec{L}_M – вектор кинетического момента маховика; I_{OK} – момент инерции солнечного паруса относительно оси ОК; $\vec{\omega}_{OK}$ – вектор угловой скорости разворота солнечного паруса вокруг оси ОК.

Управление может быть осуществлено только в случае, когда кинетические моменты системы «жёсткая вставка – плёнка» и маховика равны по модулю. Тогда солнечный парус можно развернуть в любое желаемое положение при сколь угодно малом изменении угла между векторами кинетических моментов элементов конструкции, а значит – при сколь угодно малых затратах энергии; при этом приборный отсек сможет занимать неподвижное пространственное положение после переориентации солнечного паруса.

На рисунке 5 приведены направления векторов кинетических моментов солнечного паруса при его пространственном развороте. Через δ обозначен угол между векторами кинетических моментов жёсткой вставки и плёнки, обусловленный гироскопическим моментом, действующим на плёнку. Через \vec{L}_C обозначена сумма векторов кинетических моментов жёсткой вставки и плёнки. Через $\vec{L}_{сум}$ обозначена сумма векторов кинетических моментов жёсткой вставки, плёнки и маховика.

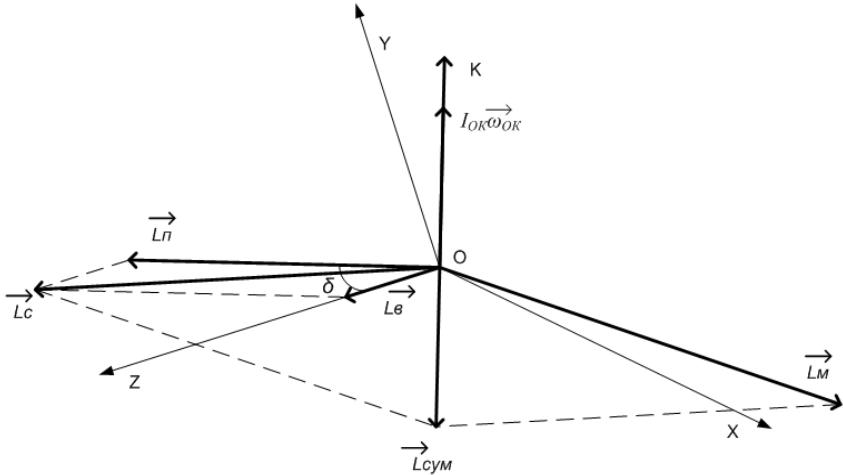


Рисунок 5 – Направление векторов кинетических моментов солнечного паруса при его пространственном развороте

Отклонение вектора кинетического момента плёнки от вектора кинетического момента жёсткой вставки будет определяться угловым положением внешнего края плёнки относительно плоскости жёсткой вставки, определяемым по формуле:

$$\delta \approx \frac{R_k^2}{R_k^2 - AR_{\Pi}^2} \cdot \frac{2\omega_{OK} \cdot \sin \phi}{(3 + \mu_{\Pi}) \cdot \omega_B} \cdot \left(\frac{R_{\Pi}^2}{R_B^2} - 1 + 2 \ln \left(\frac{R_{\Pi}}{R_B} \right) \right), \quad (8)$$

где ϕ – угол между вектором угловой скорости системы «жёсткая вставка – плёнка» и угловой скоростью вращения солнечного паруса, рад;

A – коэффициент, зависящий от геометрических и плотностных характеристик плёнки, $A = -\frac{\eta}{R_{\Pi}^2(R_{\Pi}^2 + \eta R_B^2)} (R_{\Pi}^2 - \zeta R_B^2)$, $\eta = \frac{1 - \mu_{\Pi}}{1 + \mu_{\Pi}}$,

$$\zeta = \frac{1 + \mu_{\Pi}}{3 + \mu_{\Pi}};$$

R_k – радиус плёнки, до которого происходит основной её изгиб возле жёсткой вставки,

$$R_k = \frac{(2R_B[R_B^2 - AR_{\Pi}^2] - R_{\Pi}(1-A)[(R_{\Pi}^2 + R_B^2)])R_B[R_B^2 - AR_{\Pi}^2]}{R_{\Pi}(1-A)[AR_{\Pi}^4 - R_B^2 - R_B^2 R_{\Pi}^2(A+3)]} + R_B, \text{ м.}$$

В этом случае кинетический момент системы «жёсткая вставка – плёнка» L_{Σ} определяется соотношением:

$$L_c = \sqrt{L_B^2 + L_{\Pi}^2 + 2 \cdot L_B \cdot L_{\Pi} \cdot \cos(\delta)}, \quad (9)$$

где δ – угол между векторами кинетических моментов плёнки и жёсткой вставки.

Угловая скорость вращения солнечного паруса ω_{OK} , рад/с, будет определяться соотношением:

$$\omega_{OK} = \frac{\sqrt{L_c^2 + L_M^2 - 2L_c L_M \cos(\gamma)}}{I_{OK}}, \quad (10)$$

где γ – величина изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», рад.

При малых углах δ приближённо можно считать $L_c = L_M = L$, тогда выражение (10) можно записать в следующем виде:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{2L \sin \frac{\gamma}{2}}{I_{OK}}, \quad (11)$$

где ϑ – угол разворота солнечного паруса вокруг оси ОК, рад.

Чтобы не допустить излишнего отклонения поверхности плёнки от плоскости жёсткой вставки, необходимо наложить ограничение на угловую скорость разворота солнечного паруса ω_{OK} :

$$\omega_{OK} = \delta^{\frac{(3+\mu)(R_k^2 - AR_{\Pi}^2)}{R_k^2}} \omega_z \left(\frac{R_{\Pi}^2}{R_B^2} - 1 + 2 \ln \left(\frac{R_{\Pi}}{R_B} \right) \right)^{-1}, \quad (12)$$

где δ – предельный угол между векторами кинетических моментов плёнки и жёсткой вставки.

Разработан алгоритм переориентации солнечного паруса на желаемый угол установки (угол между направлением падения солнечных лучей и нормалью к поверхности паруса), составлена система уравнений, описывающая пространственный разворот космического аппарата. Проведена оценка временных затрат на пространственный разворот. Обработка информации осуществляется на основании исходного и желаемого угла установки паруса, желаемого времени разворота, а также ограничения на отклонение поверхности плёнки от плоскости жёсткой вставки.

В таблице 1 представлены параметры пространственного разворота солнечного паруса на различные углы установки при различных начальных условиях в случае управления путём изменения угла между векторами кинетических моментов маховика

и системы «жёсткая вставка – плёнка» и в случае управления путём изменения отражательной способности поверхности паруса.

Таблица 1 – Параметры пространственного разворота солнечного паруса.

Начальный угол установки паруса θ_0 , рад	Конечный угол установки паруса θ_k , рад	Угол положения и оси ON, рад	Время разворота при управлении путём изменения угла между векторами кинетических моментов, с	Время разворота при управлении путём изменения отражательной способности, с
0,1	0,5	0,3	720	40000
0,2	1,2	0,3	1540	250000
0,1	1,2	0,5	1760	260000
0,3	1	0	1940	175000

Как видно из таблицы, время на разворот солнечного паруса путём изменения отражательной способности его поверхности будет на несколько порядков больше времени на разворот солнечного паруса путём изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», что доказывает преимущество алгоритма управления по сравнению с аналогами.

Третий раздел посвящён обеспечению разгрузки кинетических моментов вращающихся элементов конструкции. Компенсация ненулевого значения суммы кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» (при невозмущённом состоянии плёнки) может быть обеспечена только внешним моментом, действующим на плёнку. Предлагается для создания управляющего воздействия изменять коэффициент отражательной способности отдельных секторов полотна солнечного паруса. На сектора паруса с различным коэффициентом отражательной способности N_{max} и N_{min} будет действовать разная по величине сила светового давления F_δ . Считая отражение солнечных лучей от плёнки не рассеянным, силу давления можно

представить как сумму проекций на нормальное и касательное направления. За счёт разницы нормальных составляющих сил светового давления, действующих на сектора паруса, создаётся внешний момент, изменяющий направление вектора кинетического момента системы «жёсткая вставка – плёнка». Этот момент ΔM_H будет определяться соотношением:

$$\Delta M_H = \frac{S(N_{max} - N_{min}) \cdot (R_H^3 - R_B^3)}{3c} \lambda \cos^3 \theta, \quad (13)$$

где S – плотность потока энергии, Вт/м²; θ – текущий угол установки паруса, рад; c – скорость света в вакууме, м/с; λ – угол сектора, определяющий площадь плёнки с изменяемым коэффициентом отражательной способности, рад.

За счёт разницы касательных составляющих сил светового давления, действующих на разные части поверхности паруса, можно создавать момент вдоль оси вращения плёнки и тем самым регулировать её частоту вращения. Момент ΔM_K будет определяться соотношением:

$$\Delta M_K = \frac{S(N_{max} - N_{min}) \cdot (R_H^3 - R_B^3)}{3c} \lambda \cos^2 \theta \sin \theta. \quad (14)$$

Установлено, что время изменения угловой скорости за счёт разницы касательных составляющих сил светового давления будет минимальным при угле установки паруса $\theta = 35^\circ$.

Моменты, действующие на солнечный парус при изменении коэффициента отражательной способности его поверхности, показаны на рисунке 6. Через F_{Tmax} обозначена сила тяги, действующая на поверхность паруса с коэффициентом отражательной способности N_{max} , а также её касательная F_{Kmax} и нормальная F_{Hmax} составляющие. Через F_{Tmin} обозначена сила тяги, действующая на поверхность паруса с коэффициентом отражательной способности N_{min} , а также её касательная F_{Kmin} и нормальная F_{Hmin} составляющие.

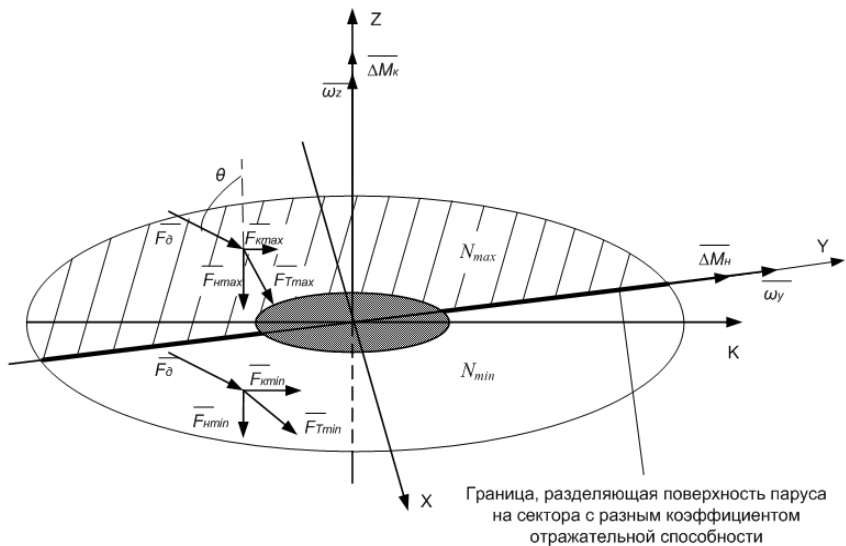


Рисунок 6 – Моменты, действующие на солнечный парус при изменении коэффициента отражательной способности его поверхности

В работе разработан алгоритм управления, позволяющий устранять дисбаланс векторов кинетических моментов вращающихся элементов конструкции, проведена оценка временных затрат. Обработка информации осуществляется на основании вычисленных с помощью датчиков текущих величин и направлений векторов угловых скоростей маховика, системы «жёсткая вставка – плёнка» и солнечного паруса. По этим значениям определяется положение линии переключения коэффициента отражательной способности солнечного паруса, и на основании полученного алгоритма происходит устранение дисбаланса векторов кинетических моментов вращающихся элементов конструкции. На рисунке 7 приведена зависимость угла установки паруса от времени при устранении дисбаланса по направлению векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». При моделировании использовались следующие параметры солнечного паруса: момент инерции жёсткой вставки относительно оси OZ $I_{BZ} = 11550 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, момент

инерции плёнки относительно оси OZ $I_{пз} = 50300 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$; угол, определяющий дисбаланс по направлениям векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» $\nu = 0,0063 \text{ рад}$, начальный угол установки солнечного паруса $\theta_0 = 0,1 \text{ рад}$. Время на устранение дисбаланса составило 45 с.

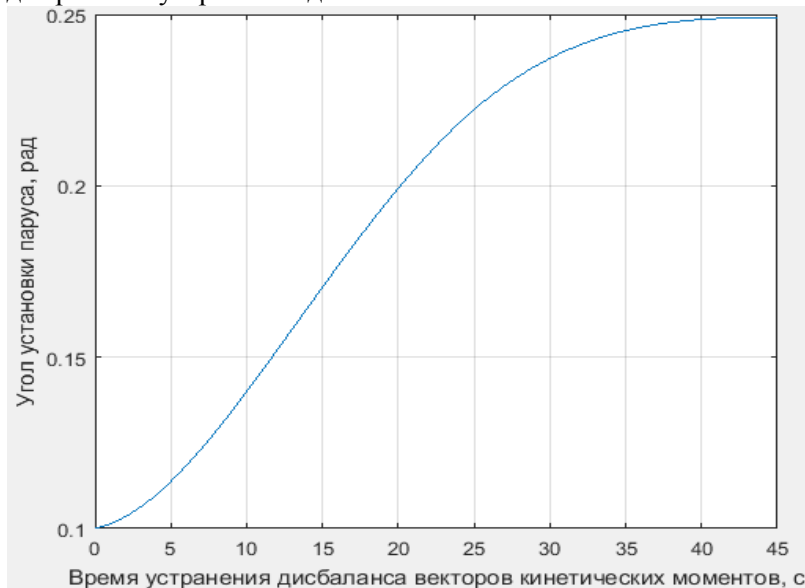


Рисунок 7 – Зависимость угла установки паруса от времени

При моделировании устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» по модулю установлено, что угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» изменит своё значение на 5 % за 17500 с. Приняв, что требуемая мощность для изменения отражательной способности 1 м^2 полотна солнечного паруса $w_s = 7 \text{ Вт/м}^2$, получилось, что мгновенная мощность, требуемая на изменение отражательной способности поверхности солнечного паруса, будет равна 545 Вт.

Оптимальным вариантом с точки зрения времени устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» является изменение коэффициента отражательной способности по всей поверхности

плёнки, но это приведёт к значительным энергетическим затратам. С уменьшением площади, на которой меняется отражательная способность, уменьшается расход энергии, но возрастает время на пространственный разворот в желаемое положение. При этом требуется в течение всего времени устранения дисбаланса поддерживать разные коэффициенты отражательной способности относительно оси создания момента сил светового давления. Для этого необходимо изменять коэффициент отражательной способности различных участков паруса с частотой вращения плёнки. В работе проведена оценка возможных погрешностей при управлении солнечным парусом, возникающих из-за отсутствия мгновенного переключения отражательной способности плёнки.

Каждый раз устранение дисбаланса векторов кинетических моментов требует изменения угла установки паруса по отношению к солнечным лучам. Поэтому выравнивание по модулю кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» можно проводить не постоянно, а время от времени. Запас энергии для работы системы по устранению дисбаланса производится в аккумуляторах энергии в тот момент, когда устранение дисбаланса не требуется. В качестве таких аккумуляторов можно использовать кинетическую энергию вращающихся элементов конструкции. При этом необходимо, чтобы угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» не опускалась ниже величины, обеспечивающей достаточную силу натяжения плёнки, обеспечивающую сохранение формы его поверхности. Это накладывает ограничение на величину снимаемой энергии. На рисунке 8 представлена зависимость угла между векторами кинетических моментов плёнки и жёсткой вставки от угловой скорости системы «жёсткая вставка – плёнка».

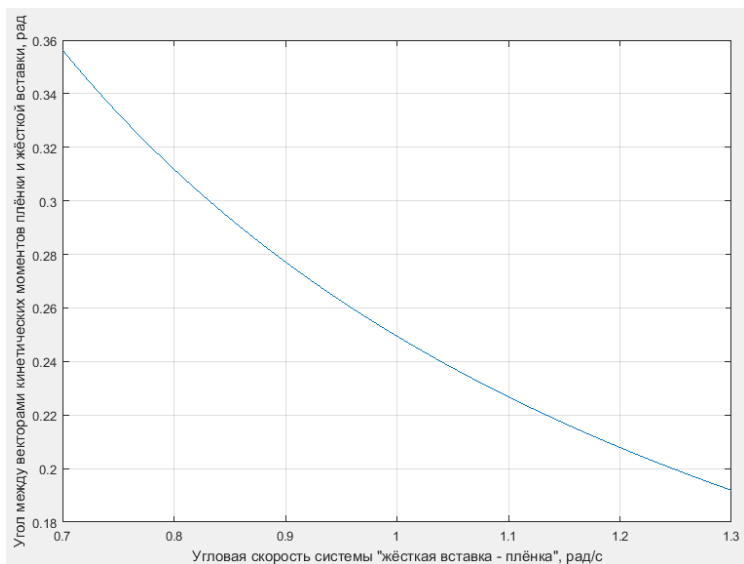


Рисунок 8 – Зависимость угла между векторами кинетических моментов плёнки и жёсткой вставки от угловой скорости системы «жёсткая вставка – плёнка»

В результате проведённого анализа установлено, что приемлемая величина снижения угловой скорости системы «жёсткая вставка – плёнка» составляет 20 %. Энергия E , Дж, высвобождающаяся за счёт одновременного уменьшения угловых скоростей маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» определяется соотношением:

$$E = \left| \frac{I_{BZ} + I_{ПЗ}}{2} (\omega_{ВК}^2 - \omega_{В0}^2) + \frac{I_{МЗ}}{2} (\omega_{МК}^2 - \omega_{М0}^2) \right|, \quad (15)$$

где I_{BZ} – момент инерции жёсткой вставки относительно оси OZ , кг·м²; $I_{ПЗ}$ – момент инерции плёнки относительно оси OZ , кг·м²; $I_{МЗ}$ – момент инерции маховика относительно оси OZ , кг·м²; $\omega_{В0}$ – начальная угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка», рад/с; $\omega_{ВК}$ – конечная угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка», рад/с; $\omega_{М0}$ – начальная угловая скорость маховика, рад/с; $\omega_{МК}$ – конечная угловая скорость маховика, рад/с.

На рисунке 9 представлен график мгновенной мощности, получаемой за счёт перевода кинетических энергий элементов

конструкции в электрическую энергию, от времени, за которое угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» уменьшится на 20 %.

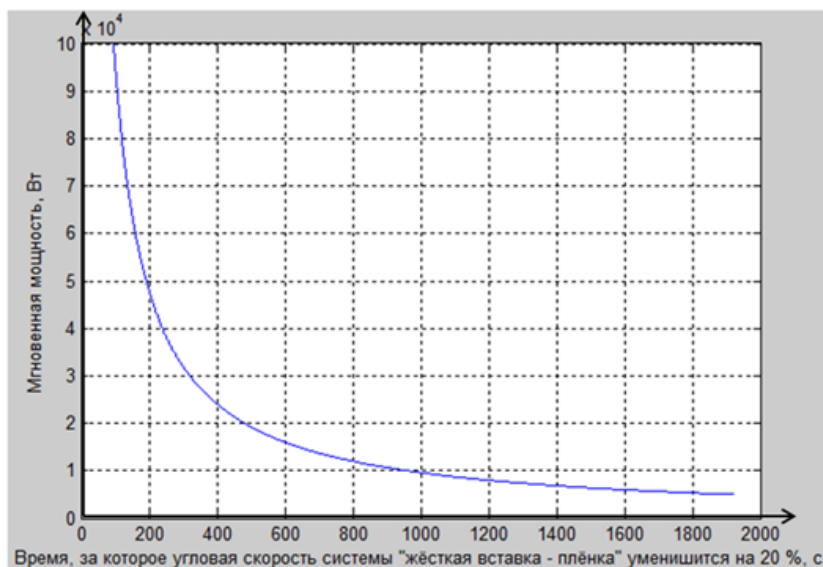


Рисунок 9 – График мгновенной мощности, получаемой за счёт перевода кинетических энергий элементов конструкции в электрическую энергию, от времени, за которое угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» уменьшится на 20 %

В этом случае площадь солнечных батарей на борту космического аппарата можно увеличить лишь на ту величину, которая обеспечит возвращение угловых скоростей маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» к своему первоначальному значению за приемлемое время, определяемое частотой устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». В таблице 2 приведена зависимость времени возвращения угловых скоростей к первоначальному значению от отношения конечных и начальных значений угловых скоростей элементов конструкции при различной площади солнечных батарей, выраженной в процентах, от площади паруса.

Таблица 2 – Зависимость времени возвращения угловых скоростей к первоначальному значению

Отношение конечного и начального значения угловой скорости системы «жёсткая вставка – плёнка»	Время возвращения угловых скоростей к первоначальному значению, с				
	Площадь солнечных батарей составляет 1% от площади паруса	Площадь солнечных батарей составляет 3% от площади паруса	Площадь солнечных батарей составляет 5% от площади паруса	Площадь солнечных батарей составляет 7% от площади паруса	Площадь солнечных батарей составляет 10% от площади паруса
0,9	6000	2700	2000	1700	850
0,8	12000	3700	2500	2000	1100
0,7	16500	5100	3000	2500	2000

В заключении приводятся основные результаты диссертационной работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Анализ установившейся формы поверхности плёнки при равномерном вращательном движении солнечного паруса показал, что основной изгиб плёнки будет возникать возле жёсткой вставки, а на больших радиусах плёнка будет представлять собой плоский диск, расположенный под некоторым углом к плоскости жёсткой вставки. Представление поверхности плёнки в виде плоского диска (случай одной аппроксимирующей окружности) обеспечивается соответствующим выбором таких параметров солнечного паруса, как соотношение радиусов плёнки и жёсткой вставки, угловая скорость плёнки, угловая скорость переориентации.

При демпфировании колебаний плёнки при эволюции солнечного паруса доказана целесообразность демпфирования только первого ненулевого тона, как оказывающего самое существенное влияние на установившуюся поверхность плёнки, что позволяет рассматривать упрощенную модель поверхности плёнки

в виде плоского диска. Рассмотренная модель отличается простотой реализации. Также показано, что система с разработанным алгоритмом управления работоспособна и в случае большего числа аппроксимирующих окружностей, демпфируя более высокие частоты. Построен редуцированный наблюдатель, позволяющий оценить не измеряемые угловые координаты плёнки по угловым координатам жёсткой вставки.

Результаты моделирования демонстрируют работоспособность разработанного алгоритма управления пространственным разворотом солнечного паруса путём изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», а также его значительное преимущество по временным показателям по сравнению с существующим аналогом, в котором управление реализовывалось только изменением коэффициента отражательной способности плёнки.

Проведена оценка временных затрат для разработанного алгоритма устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» без расхода рабочего тела путём изменения коэффициента отражательной способности поверхности плёнки. Определён оптимальный угол установки паруса по отношению к солнечным лучам, при котором время на устранение дисбаланса по модулю векторов кинетических моментов вращающихся элементов солнечного паруса будет минимальным. Выявлена зависимость времени на устранение дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» от величины дисбаланса.

Установлена взаимосвязь между необходимым увеличением поверхности солнечных батарей и частотой устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». При использовании в качестве аккумулятора энергии вращающихся элементов конструкции солнечного паруса найдено возможное снижение угловой скорости системы «жёсткая вставка – плёнка», при котором правомерно считать поверхность плёнки плоским диском.

ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Макаренкова Н.А. Исследование формы поверхности полотна солнечного паруса при его пространственном развороте // «Труды МАИ», номер № 85, 2016 г.
 2. Макаренкова Н.А. Управление пространственным положением солнечного паруса // «Труды МАИ», номер № 94, 2017 г.
 3. Макаренкова Н.А. Управление кинетическим моментом солнечного паруса путём изменения отражательной способности его поверхности // «Труды МАИ», номер № 98, 2018 г.
- Работы в других изданиях:
4. Макаренкова Н.А. Программно-алгоритмическое обеспечение пространственного разворота солнечного паруса без расхода рабочего тела // сборник тезисов Международной молодёжной научной конференции «40-е Гагаринские чтения», 2014 г., с. 273.
 5. Макаренкова Н.А. Пространственный разворот солнечного паруса без расхода рабочего тела // сборник тезисов Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике», 2014 г., с. 83-84.
 6. Макаренкова Н.А. Управление пространственной ориентацией солнечного паруса путём изменения его отражательной способности // сборник тезисов Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике», 2015 г., с. 230-231.
 7. Макаренкова Н.А. Управление солнечным парусом без расхода рабочего тела // сборник тезисов Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения», 2016 г., с. 62.
 8. Макаренкова Н.А. Использование изменения отражательной способности солнечного паруса для управления его пространственным положением // сборник тезисов Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения», 2017 г., с. 864.