

УДК: 531.391.5

Управление кинетическим моментом солнечного паруса путём изменения отражательной способности его поверхности

Макаренкова Н.А.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия;

e-mail: hope150392@mail.ru

Аннотация

В статье рассматривается управление солнечным парусом, конструкция которого представлена в виде тонкой зеркальной плёнки, форма которой поддерживается центробежными силами, возникающими за счёт вращения жёсткой вставки, и маховика, компенсирующего кинетический момент системы «жёсткая вставка – плёнка». В представленном варианте конструкции переориентация космического аппарата возможна за счёт изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», что позволит обойтись без расхода рабочего тела. При возникновении нежелательной угловой скорости солнечного паруса при ненулевой сумме векторов кинетических моментов элементов конструкции предлагается создавать внешний управляющий момент за счёт изменения коэффициента отражательной способности плёнки.

Ключевые слова: солнечный парус, кинетический момент, управление космическим аппаратом, отражательная способность, аккумулялирование энергии.

Введение

Солнечный парус в настоящее время является одним из перспективных космических аппаратов, так как не требует для своего перемещения расхода ракетного топлива [1-10]. Для достижения требуемых орбит необходимо менять ориентацию паруса, поэтому особенно важной и актуальной представляется задача управления его пространственным разворотом без расхода рабочего тела [11-13]. В работе рассмотрена конструкция солнечного паруса в виде круговой зеркальной плёнки большой площади, форма поверхности которой поддерживается вращением центральной цилиндрической жёсткой вставки [10, 12, 14]. Для компенсации кинетического момента системы «жёсткая вставка – плёнка» предназначен маховик, ось вращения которого противоположна по направлению оси вращения жёсткой вставки [13, 15]. Такая конструкция позволит осуществлять пространственный разворот солнечного паруса без расхода рабочего тела за счёт изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». Равенство нулю общего кинетического момента конструкции приведёт к тому, что космический аппарат начнет вращаться вокруг оси, совпадающей с суммой этих векторов [15-17]. Между жёсткой вставкой и маховиком расположен приборный отсек с рабочей аппаратурой и полезной нагрузкой. Конструкция солнечного паруса представлена на рис. 1. В исходном положении центр ортогональной системы $OXYZ$ находится в центре масс солнечного паруса, ось OZ направлена противоположно оси вращения маховика, а оси OX и OY находятся в

невозмущённой плоскости паруса и ориентированы 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 $OXYZ$.

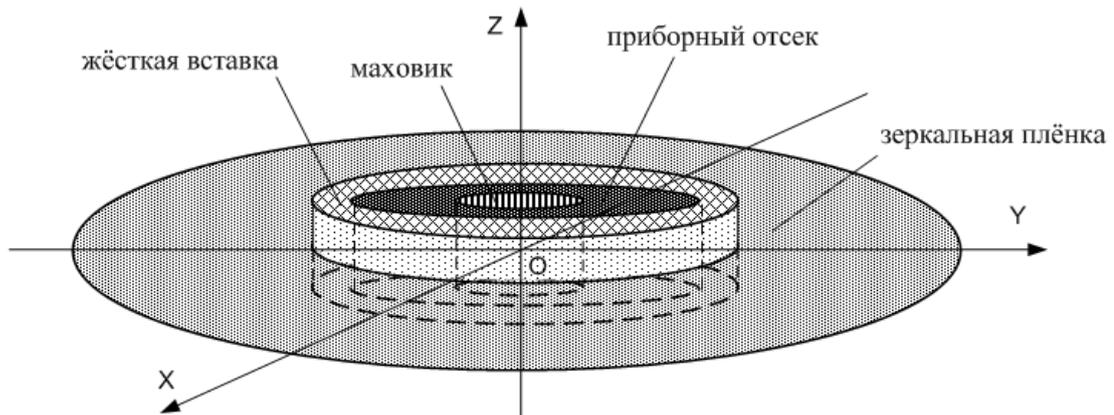


Рисунок 1 – Конструкция солнечного паруса

В рассматриваемой конструкции даже небольшое отклонение от нуля суммы векторов кинетических моментов системы «жёсткая вставка – плёнка» и маховика не позволит солнечному парусу занимать произвольное неподвижное пространственное положение без создания дополнительного внешнего управляющего момента. Неизбежно возникающий в процессе длительного функционирования солнечного паруса на орбите дисбаланс векторов кинетических моментов предлагается компенсировать за счёт изменения отражательной способности полотна солнечного паруса или его отдельных секторов [15, 18]. Данную технологию можно также применять для изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» при пространственном развороте солнечного паруса. Изменение отражательной

способности уже использовалось для управления ориентацией солнечного паруса IKAROS. В японском проекте жидкокристаллические панели, расположенные по его краям, позволяли регулировать величину давления света на отдельные части паруса, в результате чего осуществлялся разворот космического аппарата [19, 20]. Однако для переориентации солнечного паруса с большим моментом инерции только за счёт сил давления солнечного света потребуется много времени и энергии [15]. Предложенная конструкция солнечного паруса позволит осуществлять переориентацию за меньшее время с меньшими затратами энергии, чем у конструкции без компенсирующего маховика [15].

Алгоритм пространственного разворота солнечного паруса

Направление векторов кинетических моментов солнечного паруса при его пространственном развороте приведено на рис. 2. Введены следующие обозначения: $\vec{L}_{ж.в.}$ – вектор кинетического момента жесткой вставки; $\vec{L}_{пл.}$ – вектор кинетического момента плёнки; $\vec{L}_м.$ – вектор кинетического момента маховика; ОК – ось, противоположная по направлению сумме векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» $\vec{L}_{сум.}$ и проходящая через центр масс солнечного паруса; $\vec{\omega}_{с.п.}$ – угловая скорость разворота солнечного паруса вокруг оси ОК; $I_{с.п.}$ – момент инерции солнечного паруса относительно оси разворота ОК. Через γ обозначена величина изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка»; ξ – угол между векторами кинетических моментов жёсткой вставки и системы «жёсткая

вставка – плёнка»; χ – угол отклонения вектора кинетического момента жёсткой вставки от оси OZ за счёт воздействия внешнего момента; δ – угол между векторами кинетических моментов плёнки и жёсткой вставки; ζ – угол между векторами кинетических моментов солнечного паруса и системой «жёсткая вставка – плёнка».

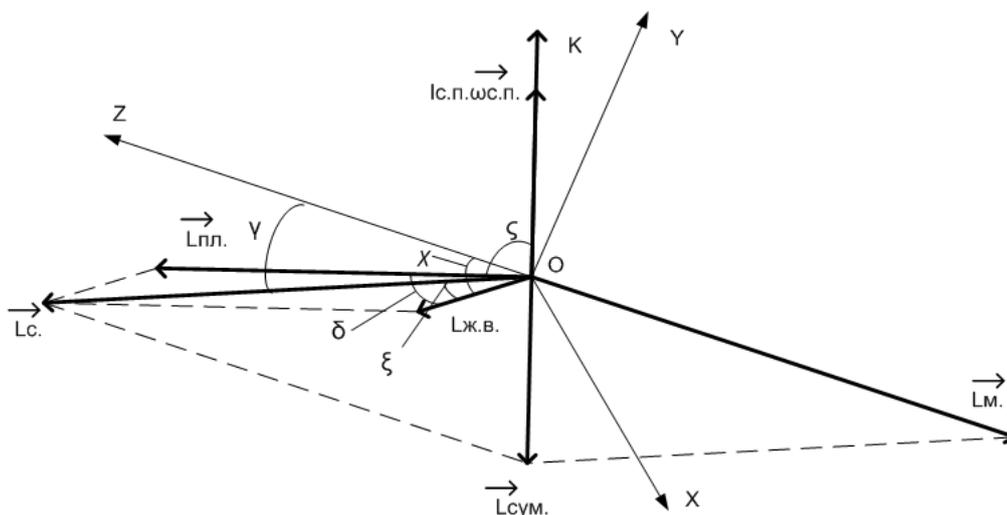


Рисунок 2 – Направление векторов кинетических моментов солнечного паруса при его пространственном развороте

Вектор кинетического момента системы «жёсткая вставка – плёнка» \vec{L}_c определяется соотношением:

$$\vec{L}_c = \vec{L}_{ж.в.} + \vec{L}_{пл.} \quad (1)$$

При ненулевой сумме векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» справедливо соотношение:

$$\vec{L}_c + \vec{L}_m = -I_{с.п.} \vec{\omega}_{с.п.}, \quad (2)$$

Предпочтительным оказывается вариант, когда кинетические моменты системы «жёсткая вставка – плёнка» и маховика равны по модулю [13, 15]. В этом случае 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; а приборный отсек сможет занимать неподвижное пространственное положение после переориентации [13, 15]. На рис. 3 показаны возможные положения векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» в случае их равенства по модулю при пространственном развороте солнечного паруса. Через $\vec{L}_{c.1}$ и $\vec{L}_{c.2}$ обозначены крайние положения вектора кинетического момента системы «жёсткая вставка – плёнка» в результате разворота солнечного паруса вокруг оси ОК, через $\vec{L}_{m.1}$ и $\vec{L}_{m.2}$ – крайние положения вектора кинетического момента маховика. Как видно, в этом случае солнечный парус можно развернуть в противоположное положение при небольшом изменении угла между векторами кинетических моментов.

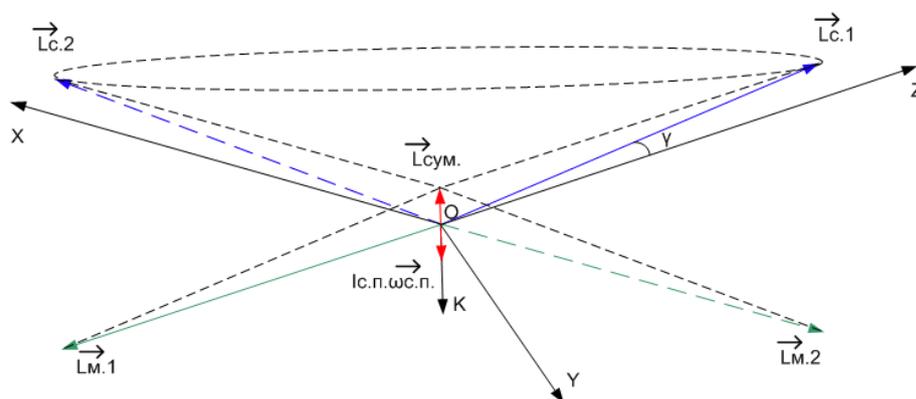


Рисунок 3 – Возможные положения векторов кинетических моментов

маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» в случае их равенства по модулю

На рис. 4 показаны возможные положения векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» в случае их неравенства по модулю.

В этом случае угол, на который сможет развернуться солнечный парус, будет значительно меньше, чем в случае равенства по модулю векторов кинетических моментов элементов конструкции.

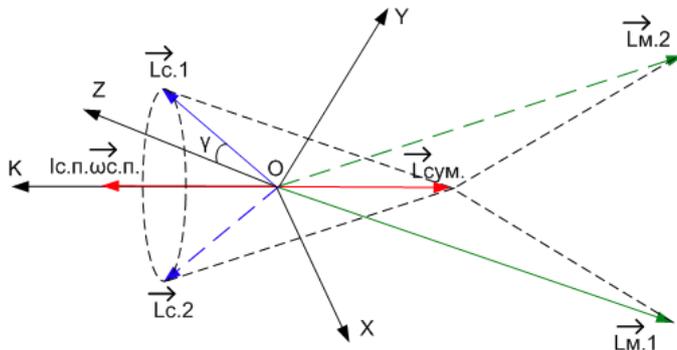


Рисунок 4 – Возможные положения векторов кинетических моментов

маховика и системы «жесткая вставка – плёнка» в случае их неравенства по модулю

Угол между векторами кинетических моментов жесткой вставки и плёнки определяется отклонением плёнки вследствие гироскопического момента, действующего на её поверхность. Для модуля кинетического момента системы «жесткая вставка – плёнка» справедливо соотношение:

$$L_{с.} = \sqrt{L_{ж.в.}^2 + L_{пл.}^2 + 2 \cdot L_{ж.в.} \cdot L_{пл.} \cdot \cos(\delta)}. \quad (3)$$

Угловая скорость вращения солнечного паруса в проекции на ось ОК определяется соотношением:

$$\omega_{с.п.} = \frac{1}{I_{с.п.}} \sqrt{L_{с.}^2 + L_{м.}^2 - 2 \cdot L_{с.} \cdot L_{м.} \cdot \cos(\gamma)}. \quad (4)$$

При малых углах δ приближённо можно считать $L_{с.} = L_{м.} = L$, и выражение (4) можно записать в следующем виде:

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{2L \sin \frac{\gamma}{2}}{I_{с.п.}}, \quad (5)$$

где ϑ – угол разворота солнечного паруса вокруг оси ОК.

В [15] показано, что при небольшом изменении угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» момент инерции солнечного паруса относительно оси разворота ОК приближённо будет равен моменту инерции относительно оси ОУ: $I_{с.п.} \approx I_{с.п.ОУ}$.

Соотношение для изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» имеет вид:

$$\gamma = \chi - \xi. \quad (6)$$

Соотношение для угла ξ между векторами кинетических моментов жёсткой вставки и системы «жёсткая вставка – плёнка» имеет вид:

$$\xi = \arcsin\left(\frac{L_{пл.} \cdot \sin \delta}{L_c}\right). \quad (7)$$

В [14, 15] показано, что отклонение вектора кинетического момента плёнки от вектора кинетического момента жёсткой вставки будет в основном определяться угловым положением внешнего края плёнки относительно плоскости жёсткой вставки, определяемым по формуле:

$$\delta = \frac{\omega_{с.п.} \cdot \sin \phi}{(3+\mu) \cdot \omega_{с.з1}} \cdot \left(\frac{R_{пл.}^2}{R_{ж.в.}^2} - 1 + 2 \cdot \ln\left(\frac{R_{пл.}}{R_{ж.в.}}\right) \right), \quad (8)$$

где $\omega_{с.з1}$ – угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка»;

μ – коэффициент Пуассона;

$R_{пл.}$ – радиус плёнки;

$R_{ж.в.}$ – радиус жёсткой вставки.

Чтобы не допустить излишнего отклонения поверхности плёнки от плоскости жёсткой вставки, необходимо наложить ограничение на угловую скорость разворота солнечного паруса $\omega_{с.п.}$, а значит, на изменение угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». Приблизённо выражение (8) с учётом (6) можно записать в виде:

$$\delta \approx \frac{K_1 \cdot L}{I_{с.п.} \cdot \omega_{с.з1}} \cdot \chi, \quad (9)$$

где $K_1 = \frac{1}{(3+\mu)} \cdot \left(\frac{R_{пл.}^2}{R_{ж.в.}^2} - 1 + 2 \cdot \ln \left(\frac{R_{пл.}}{R_{ж.в.}} \right) \right)$.

Из (9) следует, что предельное значение изменения угла между векторами кинетических моментов будет определяться соотношением:

$$\hat{\chi} = \frac{I_{с.п.} \cdot \omega_{с.з1}}{K_1 \cdot L} \cdot \hat{\delta}, \quad (10)$$

где $\hat{\delta}$ – предельный угол между векторами кинетических моментов плёнки и жёсткой вставки.

Аналогично выглядит соотношение для предельного значения угловой скорости разворота солнечного паруса:

$$\hat{\omega}_{с.п.} = \frac{\hat{\delta} \cdot \omega_{с.з1}}{K_1}. \quad (11)$$

Для обеспечения устойчивости управления при пространственном развороте солнечного паруса необходимо соблюдать следующее условие:

$$\frac{K_1 \cdot L}{I_{с.п.} \cdot \omega_{с.з1}} < 1. \quad (12)$$

С текущим положением солнечного паруса связана ортонормированная система координат $Ox_1Y_1Z_1$, с желаемым пространственным положением –

ортонормированная система координат $OX_2Y_2Z_2$. С направлением вектора внешнего момента, который обеспечит изменение угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», связана ось ON. Она будет лежать в плоскости жёсткой вставки и составлять с осью OX_1 угол α , который можно найти по следующему соотношению:

$$\alpha = \arccos\left(\frac{y_Y}{z_Z}\right), \quad (13)$$

где y_Y – положение нормированного орта OY_2 по отношению к оси OY_1 ;

z_Z – положение нормированного орта OZ_2 по отношению к оси OZ_1 .

Угол ϑ , на который необходимо развернуться солнечному парусу, будет определяться соотношением:

$$\vartheta = \arccos\left(\frac{1}{2}[x_X + y_Y + z_Z - 1]\right), \quad (14)$$

где x_X – положение нормированного орта OX_2 по отношению к оси OX_1 .

Для остановки солнечного паруса потребуется создать управляющий момент, вектор которого противоположно направлен оси ON. Он будет возвращать коллинеарность векторам кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Алгоритм пространственного разворота солнечного паруса включает следующие шаги:

Шаг 1. Сравнить текущее пространственное положение солнечного паруса с желаемым пространственным положением и найти необходимый угол разворота солнечного паруса.

Шаг 2. Вычислить предельное значение угловой скорости разворота $\hat{\omega}_{с.п.}$ по соотношению (11).

Шаг 3. Вычислить положение оси ON по соотношению (13).

Шаг 4. Изменить угол между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Шаг 5. Развернуть солнечный парус вокруг оси ОК, совпадающей с суммой векторов кинетических моментов.

Шаг 6. Возвратить нулевую сумму векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Шаг 7. Прекратить совмещение положений.

Блок-схема алгоритма пространственного разворота солнечного паруса представлена на рис. 5.

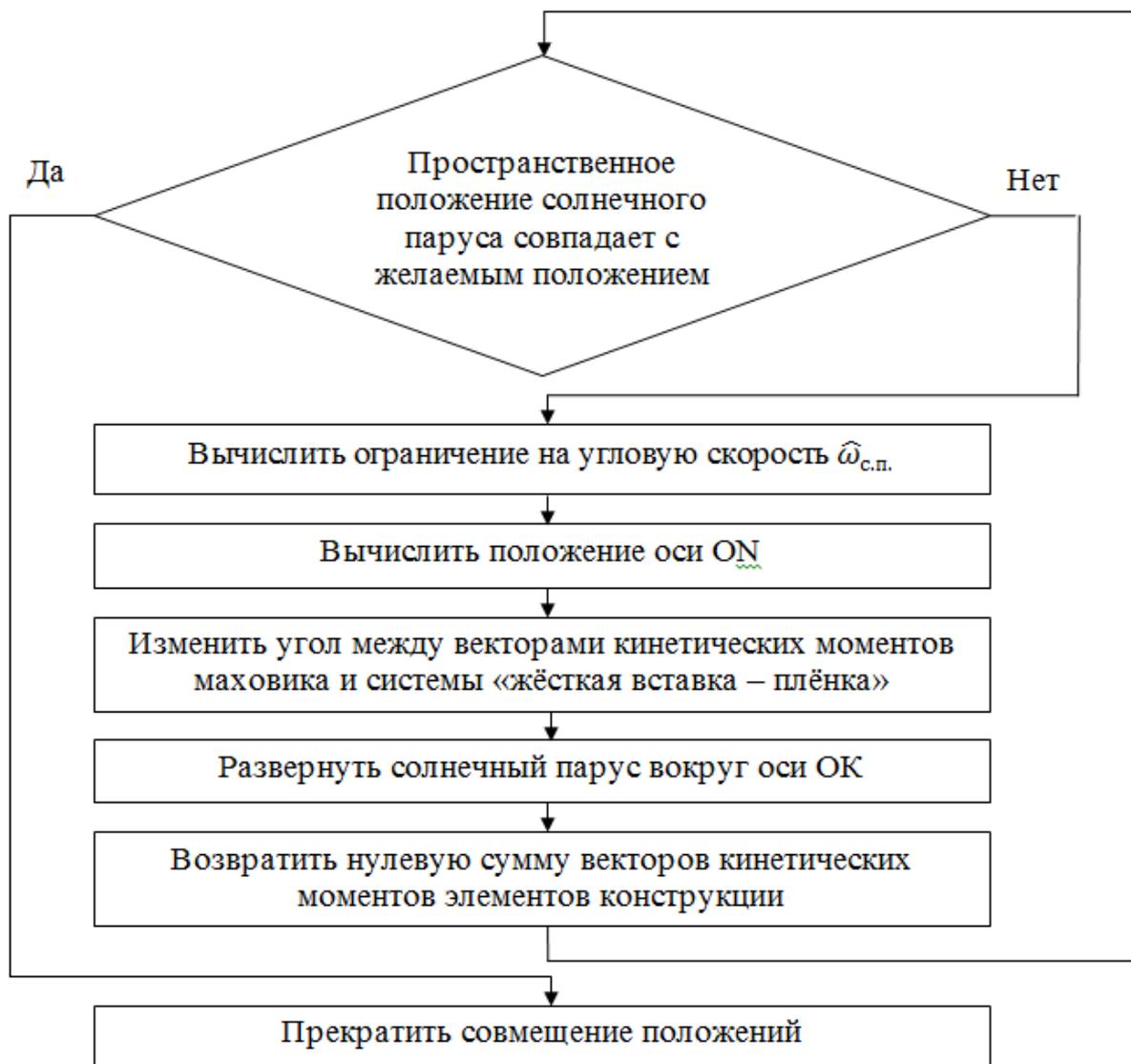


Рисунок 5 – Блок-схема алгоритма пространственного разворота солнечного паруса

Время на разворот солнечного паруса будет определяться предельным значением его угловой скорости, найденной по соотношению (11) и временем на изменение угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», соответствующее этой угловой скорости.

Создание внешнего момента за счёт изменения отражательной способности поверхности паруса

На участки поверхности плёнки с разным коэффициентом отражательной способности действует разная по величине сила светового давления [18]. При ненулевом угле установки (угле между направлением падения солнечных лучей и нормалью к солнечному парусу) сила тяги представляет собой сумму проекций на нормальное и касательное направления. С помощью разницы нормальной составляющей силы светового давления, действующей на разные участки плёнки, будем изменять направление вектора кинетического момента системы «жёсткая вставка – плёнка». Разница касательных составляющих сил светового давления будет оказывать влияние на угловую скорость системы «жёсткая вставка – плёнка». При рассмотрении пространственного разворота солнечного паруса этой величиной можно пренебречь, как показано в [15]. Солнечный парус с разным коэффициентом отражательной способности на его секторах представлен на рис. 6. Предполагается, что скорость изменения коэффициента отражательной способности плёнки равна скорости вращения системы «жёсткая вставка – плёнка». Через N_1 и N_2 обозначены коэффициенты отражательной способности частей поверхности паруса, θ_0 – начальный угол установки паруса; $\overrightarrow{\Delta M_n}$ – момент, обусловленный разницей нормальных составляющих сил светового давления, действующих на участки паруса с разным коэффициентом отражательной способности; $\overrightarrow{\Delta M_k}$ – момент, обусловленный разницей касательных составляющих сил светового давления. Ось ON в этом случае расположена на линии переключения отражательной способности

плёнки и направлена вдоль вектора момента нормальных составляющих сил светового давления.

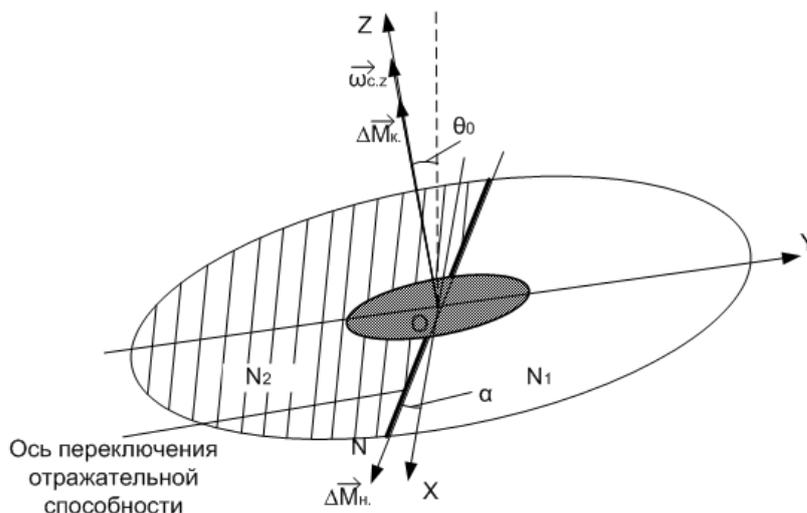


Рисунок 6 – Солнечный парус с разным коэффициентом отражательной способности на его секторах

Момент ΔM_n , обусловленный разницей нормальных составляющих сил светового давления, будет определяться следующим соотношением [1, 17]:

$$\Delta M_n = \frac{2S \cdot (N_2 - N_1) \cdot (R_{пл.}^3 - R_{ж.в.}^3)}{3c} \cdot \lambda \cdot \cos^3 \theta, \quad (15)$$

где S – плотность потока энергии;

θ – угол установки паруса;

c – скорость света в вакууме;

λ – угол сектора, определяющий площадь плёнки с изменяемым коэффициентом отражательной способности.

Момент ΔM_k , обусловленный разницей касательных составляющих сил светового давления, будет определяться следующим соотношением [1, 17]:

$$\Delta M_{\text{к.}} = \frac{2S \cdot (1 - N_2) \cdot (R_{\text{пл.}}^3 - R_{\text{ж.в.}}^3)}{3c} \cdot \lambda \cdot \cos^2 \theta \cdot \sin \theta. \quad (16)$$

Для максимального быстрогодействия угол сектора λ должен быть равен π . В целях экономии энергии этот угол можно уменьшать [15], но это повлечёт за собой увеличение времени разворота паруса. Можно наложить ограничение на расход энергии и, исходя из него, выбрать оптимальное значение λ с учётом максимального быстрогодействия.

Изменение отражательной способности можно использовать, в том числе, для осуществления пространственного разворота солнечного паруса. Из [15, 16] получим, что угол установки паруса будет определяться следующим соотношением:

$$\begin{aligned} \theta = \arccos & ([\cos \theta_0 \cos \kappa - \sin \theta_0 \cos \alpha \sin \kappa][\cos^2 \zeta + \cos \vartheta \sin^2 \zeta] - \\ & - \cos \zeta \sin \zeta [\cos \vartheta - 1][\sin \theta_0 \cos \alpha \cos \kappa + \cos \theta_0 \sin \kappa] + \\ & + \sin \vartheta \sin \theta_0 \sin \alpha \sin \zeta). \end{aligned} \quad (17)$$

где $\kappa = \chi - \delta$ – угол отклонения вектора кинетического момента плёнки за счёт воздействия внешнего и гироскопического моментов.

С учётом равенства по модулю векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» и ввиду малости изменения угла между ними угол установки паруса будет определяться соотношением:

$$\theta = \arccos (\cos \theta_0 \cos \vartheta + \sin \vartheta \sin \theta_0 \sin \alpha). \quad (18)$$

Зная величины θ_0 , $\theta_{\text{к}}$ и α , можно найти угол $\vartheta_{\text{к}}$, на который необходимо развернуться солнечному парусу. Получим:

$$\vartheta_{\text{к}} = \arccos \left(\frac{\cos \theta_{\text{к}} \cos \theta_0 + \sin \theta_0 \sin \alpha \sqrt{\sin^2 \theta_{\text{к}} - \sin^2 \theta_0 \cos^2 \alpha}}{1 - \sin^2 \theta_0 \cos^2 \alpha} \right). \quad (19)$$

Пространственный разворот солнечного паруса будет описываться следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d\chi}{dt} = \omega\chi \\ \frac{d\omega\chi}{dt} = \frac{S(N_2 - N_1)(R_{\text{п.}}^3 - R_{\text{в.}}^3)}{3cI_{c.z}} \pi \cos^3 \theta. \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{L\chi}{I_{c.п.}} \end{cases} \quad (20)$$

Коэффициент $K_2 = \frac{S(N_2 - N_1)(R_{\text{п.}}^3 - R_{\text{в.}}^3)}{3cI_{c.z}} \pi$ будет принимать либо положительное, либо отрицательное значение в зависимости от коэффициентов отражательной способности N_1 и N_2 .

В качестве расчётных параметров при моделировании использовались следующие значения: $\sigma = 7 \cdot 10^{-3}$ кг/м², $\mu = 0,3$, $R_{\text{п.}} = 25$ м, $R_{\text{ж.в.}} = 5$ м, $\omega_{c.z} = 1$ рад/с, $S = 1353$ Вт/м², $\lambda = \pi$, $N_1 = 0,8$ и $N_2 = 0,1$, $w_s = 7$ Вт/м² – мгновенный требуемый ток для изменения отражательной способности 1 м² полотна солнечного паруса. В таблице 1 представлены параметры, определяющие пространственный разворот солнечного паруса при начальных условиях $\theta_0 = 0$ рад, $\alpha = 0$ рад.

Таблица 1. Параметры, определяющие пространственный разворот солнечного паруса

Желаемый угол установки паруса $\theta_{\text{к.}}$, рад	Суммарное время изменения отражательной способности, с	Время разворота, с	Расход энергии, кДж
0,3	41,3	296,3	544,41
0,5	44,1	482,5	582,68
0,7	49,7	671,3	656,04

В результате проведённого моделирования показано, что время на изменение угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» составляет значительно меньшую величину по сравнению со временем разворота солнечного паруса вокруг оси ОК. С увеличением желаемого угла установки паруса увеличивается расход энергии на пространственный разворот, связанный с уменьшением величины нормальной составляющей силы светового давления.

Разработка алгоритма устранения дисбаланса векторов кинетических моментов элементов конструкции

При ненулевой сумме векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» может возникнуть нежелательная угловая скорость разворота солнечного паруса. Также при неравенстве по модулю векторов кинетических моментов элементов конструкции предельное значение угла разворота солнечного паруса уменьшится. Поэтому важно разработать систему, обеспечивающую устранения дисбаланса векторов кинетических моментов элементов конструкции. Для этого предлагается использовать изменение отражательной способности поверхности паруса, так как в этом случае не потребуется расход рабочего тела. Алгоритм устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» будет включать следующие шаги:

Шаг 1. Определить угловую скорость приборного отсека.

Шаг 2. Определить угловые скорости маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Шаг 3. Сравнить значения модулей кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». Если они не равны, то перейти на шаг 4, если равны – на шаг 6.

Шаг 4. Вычислить положение оси ON , относительно которой происходит изменение коэффициента отражательной способности плёнки.

Шаг 5. Изменить угловую скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» за счёт разницы касательных составляющих сил светового давления при изменении коэффициента отражательной способности.

Шаг 6. Вычислить угол между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Шаг 7. Вычислить положение оси ON , относительно которой происходит изменение угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Шаг 8. Изменить угол между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» за счёт разницы нормальных составляющих сил светового давления при изменении коэффициента отражательной способности.

Шаг 9. Прекратить устранение дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Блок-схема алгоритма устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» представлена на рис. 7.

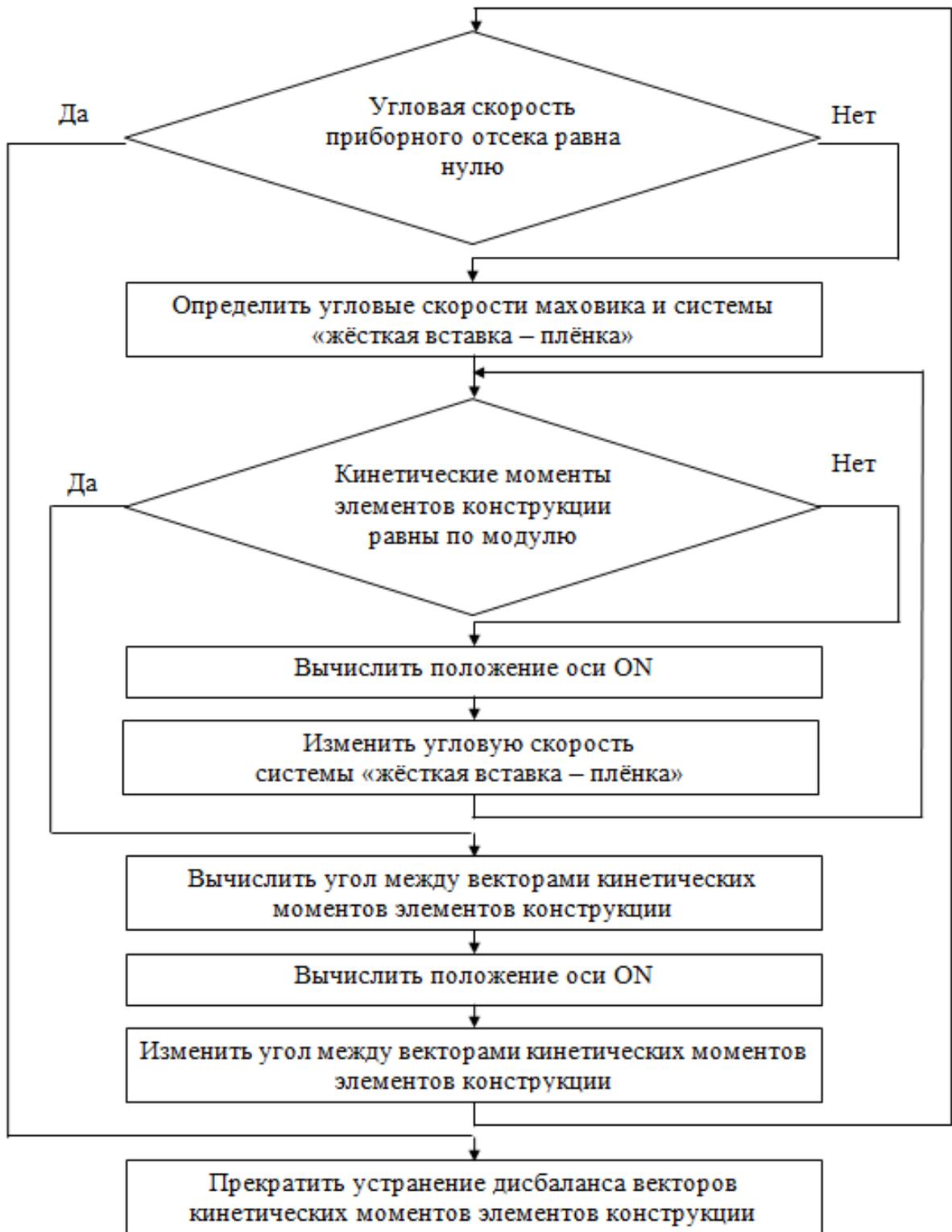


Рисунок 7 – Алгоритм устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка»

С учётом формулы (6), угол рассогласования векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» при практически равном значении их модулей будет определяться соотношением:

$$\chi \approx \frac{I_{с.п.}\omega_{с.п.}}{L}. \quad (21)$$

В таблице 2 представлены параметры солнечного паруса при устранении дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка».

Таблица 2. Параметры солнечного паруса при устранении дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка»

Начальная угловая скорость разворота солнечного паруса, рад/с	Время устранения дисбаланса, с	Угол разворота солнечного паруса, рад	Расход энергии, КДж
$5 \cdot 10^{-3}$	43	0,1	562,89
$3 \cdot 10^{-3}$	33	0,049	435,95
10^{-3}	19	0,0095	251,75

Результаты моделирования показывают возможность устранения дисбаланса векторов кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», и время на это будет составлять весьма незначительную величину даже по сравнению временем пространственного разворота солнечного паруса.

Возможность аккумуляции энергии

При изменении коэффициента отражательной способности солнечного паруса для создания внешнего момента потребуются большой расход энергии, а значит,

большая площадь солнечных батарей. Предлагается при развороте солнечного паруса или в случае устранения дисбаланса векторов кинетических моментов осуществлять перевод кинетических энергий маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» в электрическую, что позволит уменьшить необходимую площадь солнечных батарей. Следует учитывать, что угловая скорость системы «жёсткая вставка – плёнка» не должна опускаться ниже величины, обеспечивающей достаточную точность ориентировки поверхности паруса при его развороте. Например, задаваясь позволительным уменьшением угловой скорости системы «жёсткая вставка – плёнка» на 20 %, по формуле (11) можно получить, что предельно допустимая угловая скорость разворота солнечного паруса также должна быть уменьшена на 20 %. Предполагается, что после осуществления требуемого управления угловые скорости маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» вернуться к своему первоначальному значению за счёт энергии, получаемой с солнечных батарей.

Выводы

В результате проведённого исследования был разработан алгоритм пространственного разворота солнечного паруса путём изменения угла между векторами кинетических моментов. Найдены предельные значения изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка», а также предельное значение угловой скорости разворота солнечного паруса. В качестве внешнего управляющего воздействия на солнечный парус можно использовать изменение коэффициента отражательной способности плёнки. Это

позволит возвращать нулевую сумму векторов кинетических моментов вращающихся частей конструкции паруса для обеспечения неподвижности приборного отсека. Изменение коэффициента отражательной способности можно использовать также для изменения угла между векторами кинетических моментов маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка» при пространственном развороте солнечного паруса. Для изменения отражательной способности солнечного паруса можно использовать энергию, полученную за счёт уменьшения кинетических энергий маховика и системы «жёсткая вставка – плёнка». По сравнению с пространственным разворотом солнечного паруса только за счёт сил светового давления время на переориентацию космического аппарата снизилось более чем в два раза, а расход энергии сократился в 4,5 раза [15].

Благодарности

Автор выражает признательность своему научному руководителю

Степаньянцу Г.А. за идею использования изменения коэффициента отражательной способности поверхности солнечного паруса для создания необходимого внешнего момента, а также за ценные консультации и постоянную поддержку.

Библиографический список

1. Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом: проблемы и перспективы. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. - 304с.

2. Johnson L., Young R., Barnes N., Friedman L., Lappas V., McInnes C. Solar sails: technology and demonstration status // International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2012, no. 13(4), pp. 421 - 427.
3. Selva D., Krejci D. A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation // Acta Astronautica, 2012, no. 74, pp. 50 – 68.
4. Omar S.R. Using differential aerodynamic forces for CubeSat orbit control // Auburn University Journal of Undergraduate Scholarship. Spring, 2014, URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.589.5654&rep=rep1&type=pdf>
5. Wawrzyniak G.G., Howell K.C. An adaptive, receding-horizon guidance strategy for solar sail trajectories // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, vol. 59, issue 4, pp. 650 – 675.
6. Macdonald M. Solar Sailing: Applications and Technology Advancement // Advances in Spacecraft Technologies, 2011, February, pp. 35-60.
7. Bae Y.K. The Photonic Railway // Journal of Space Exploration, 2013, vol. 1, issue 2, available at: <http://www.tsijournals.com/articles/the-photonic-railway>.
8. Zeng X., Li J., Baoyin H. and Gong S. Trajectory optimization and applications using high performance solar sails // Theoretical & Applied Mechanics Letters, 2011, vol.1(3): 033001, pp. 1 - 7.
9. Aref S., Baron J. Study the Effect of Solar Radiation Pressure at Several Satellite Orbits // Baghdad for Sciences, 2013, vol. 10(4), pp. 1253 - 1261.

10. Liu J., Rong S., Shen F. and Cui N. Dynamics and control of a flexible solar sail // Mathematical Problems in Engineering, volume 2014, article ID 868419, available at: <http://dx.doi.org/10.1155/2014/868419>
11. Черемных Е.А., Зыков А.В. Разработка алгоритмов управления и исследование динамического поведения спутника с большим вращающимся солнечным парусом // Труды МАИ. 2011. № 45. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25397>
12. Комков В.А., Мельников В.М. Центробежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 447 с.
13. Степаньянц Г.А. Об использовании гибкого гироскопа для реализации проекта “солнечный парус” // Авиакосмическое приборостроение. 2002. № 3. С. 10 - 15.
14. Макаренкова Н.А. Исследование формы поверхности полотна солнечного паруса при его пространственном развороте // Труды МАИ. 2016. № 85. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=65711>
15. Макаренкова Н.А. Управление пространственным положением солнечного паруса // Труды МАИ. 2017. № 94. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=81044>
16. Степаньянц Г.А. Вращение векторного пространства и простейшие задачи управления пространственным разворотом твёрдого тела. – М.: МАИ, 2007. - 164 с.
17. Тарг С.М. Краткий курс теоретической механики. – М.: Высшая школа, 1986. - 416 с.
18. Старовойтов Е.И. Выбор металлизации для отражателей космической системы орбитального освещения поверхности Земли // Труды МАИ. 2017. № 94. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=81048>

19. Nakamiya M., Tsuda Y., Kawakatsu Y. A study of the Guidance Method for the small solar power sail demonstrator, IKAROS // Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications, 2011, vol. III, no 3, available at:
http://issfd.org/ISSFD_2011/S3-Interplanetary.Mission.Design.1-IMD1/S3_P6_ISSFD22_PF_075.pdf
20. Manahiro U., Takakazu O. Development of small solar power sail demonstrator, IKAROS // NEC Technical Journal, 2011, vol. 6, no. 1, pp. 52 - 56.