

УДК 531.36

Модель пространственного движения механизма Йо-Йо

Юдинцев В.В.

Самарский национальный исследовательский университет имени академика

С.П. Королева, Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия

e-mail: yudintsev@classmech.ru

Аннотация

Рассматривается пространственное движение механизма Йо-Йо. Разработана математическая модель пространственного движения механизма с учётом сложного пространственного движения тела – носителя. На численных примерах продемонстрирована возможность использования предложенной схемы для замедления вращения космического мусора перед его стыковкой с космическим буксиром.

Ключевые слова: угловая скорость, стабилизация, тросовая система, механизм Йо-Йо, пространственное движение, космический мусор.

Введение

Крупные орбитальные объекты, такие как отработавшие блоки ступеней ракет или нефункционирующие космические аппараты (КА), являются потенциальными источниками космического мусора. В результате их столкновения с другими телами неизбежно образование большого количества более мелких фрагментов, представляющих ещё большую угрозу для функционирующих КА. За последние

несколько лет предложено несколько способов увода космического мусора [2–11]. Некоторые из этих способов предполагают использование космического буксира для сближения, стыковки с космическим мусором и его буксировки на орбиту захоронения или в плотные слои атмосферы Земли [12–15].

Одна из проблем, возникающих при разработке способов активного увода объектов космического мусора, является необходимость гашения угловой скорости уводимого объекта. Эта угловая скорость может быть вызвана, например, нештатной работой системы управления КА в конце срока его активного существования. Орбитальные блоки после отделения полезной нагрузки могут начать вращаться за счёт перераспределения кинетического момента между корпусом блока и вращающимися частями двигательной установки.

Стабилизация объекта космического мусора (цели) может быть выполнена как до, так и после стыковки космического буксира или его части с целью. Для стыковки с целью может быть использовано, например, известное устройство типа штанга-конус, используя сопло космического мусора – орбитальной ступени, в качестве стыковочного порта [16,17].

Для обеспечения безопасности космического буксира стыковка может быть осуществлена при помощи отделяемого от буксира лёгкого модуля с устройством захвата. Модуль стыкуется с целью, уменьшает её угловую скорость, подготавливая цель для стыковки с буксиром для дальнейшей транспортировки на орбиту захоронения. Модуль соединён с буксиром тросовой связью [18] (1). При такой схеме для гашения угловой скорости цели стыковочный модуль может быть оснащён реактивными двигателями или другими устройствами. Для упрощения

конструкции стыковочного модуля для гашения угловой скорости предлагается использовать механизм Йо-Йо. Механизм Йо-Йо может уменьшить скорость вращения тела только вокруг одной оси. Уменьшение поперечных угловых скоростей космического мусора может быть выполнено при помощи троса, соединяющего буксир с пристыкованным автономным модулем. В отличие от классического способа использования механизма Йо-Йо, рассматриваемый сценарий предполагает сложное прецессионное движение цели в процессе работы механизма. Исследованию этого движения посвящена представленная работа.

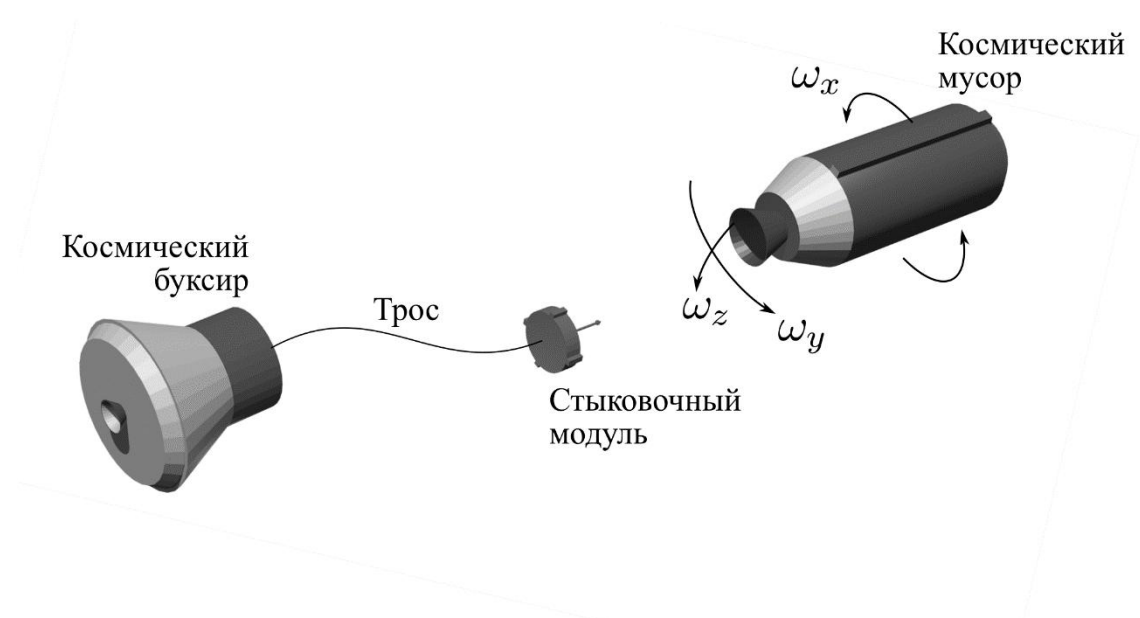


Рисунок 1 – Схема захвата космического мусора с использованием автономного модуля

Работа состоит из введения и двух частей (разделов). В разделе 1 представлена математическая модель пространственного движения механизма. В разделе 2 приведено несколько численных примеров, иллюстрирующих возможность использования механизма Йо-Йо для гашения угловой скорости космического

мусора.

Математическая модель

Схема механизма Йо-Йо показана на рисунке 2. Механическая система состоит из трёх тел: объекта космического мусора с пристыкованным модулем, на котором располагается барабан (катушка) с двумя тросами и массами m_1 и m_2 . Космический мусор и пристыкованный модуль считаются одним твёрдым телом, называемом далее «носитель», а две массы механизма Йо-Йо рассматриваются как материальные точки. Уравнения движения системы записываются относительно инерциальной системы координат $Ox_0y_0z_0$ (рисунок 2).

Кинематические соотношения

Движение каждого троса в процессе работы механизма можно разделить на две фазы [19]. В первой фазе трос разматывается с катушки, находясь в касательной плоскости к барабану (рисунок 2). В следующей фазе, после того как трос полностью разматывается, его длина остаётся постоянной, и он движется (вращается) вокруг точки закрепления (рисунок 3, точки T_1, T_2).

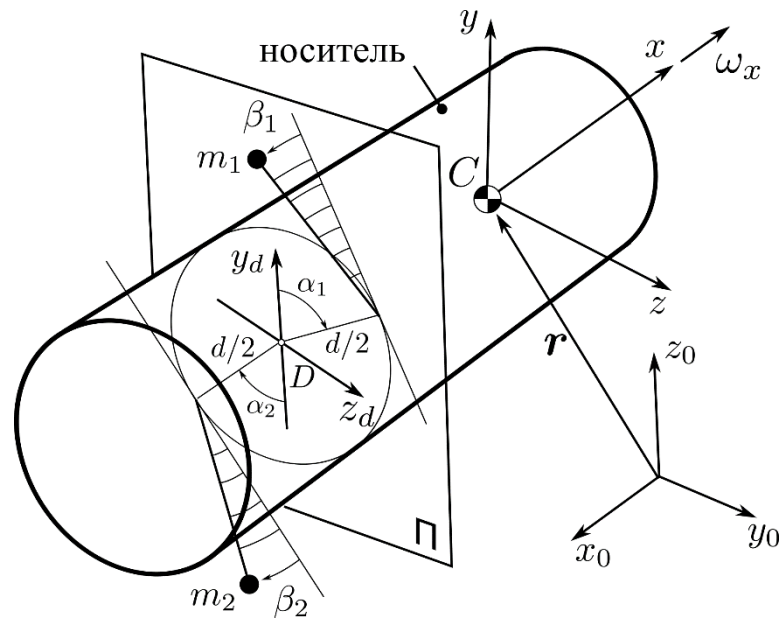


Рисунок 2 – Схема модели пространственного движения (фаза 1)

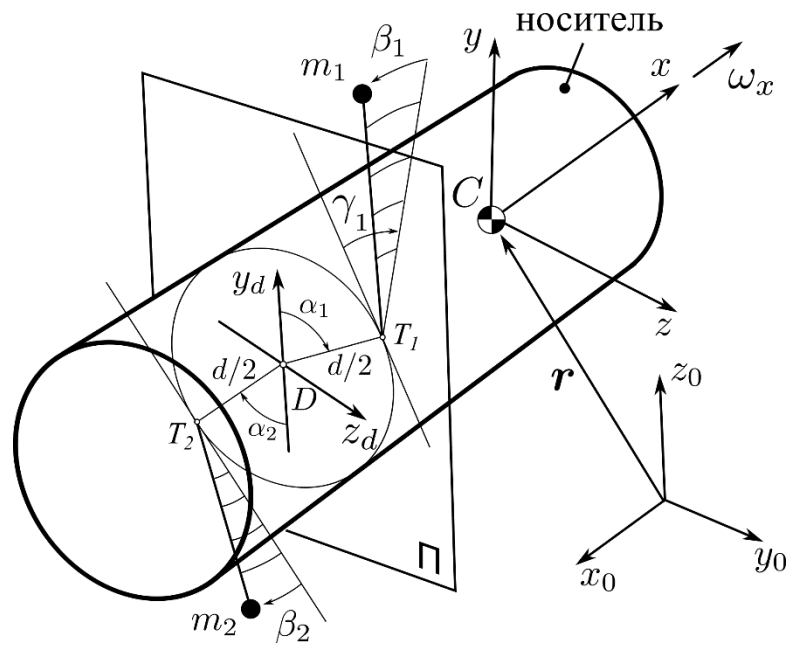


Рисунок 3 – Схема модели пространственного движения (фаза 2)

Из-за вращательного движения носителя, развёртывание тросов может быть не синхронным и тросы могут находиться в разных фазах своего движения, что следует учесть при разработке математической модели.

Конфигурация системы в фазе 1 описывается 10 обобщёнными координатами:

$$\mathbf{q} = (x, y, z, \psi, \theta, \varphi, \alpha_1, \beta_1, \alpha_2, \beta_2) \quad (1)$$

где x, y, z – координаты центра масс космического мусора (носителя) относительно инерциальной системы координат $Ox_0y_0z_0$; ψ, θ, φ углы Эйлера последовательности 3-1-3, которые описывают ориентацию носителя относительно системы координат $Ox_0y_0z_0$. Последние 4 координаты (1) описывают положение тросов. Углы α_1, β_1 и α_2, β_2 задают положение и ориентацию тросов относительно системы координат $Dx_dy_dz_d$, связанной с барабаном. Начало системы координат $Dx_dy_dz_d$ расположено в плоскости намотки тросов механизма Йо-Йо – в плоскости барабана и определяется вектором \mathbf{p}_d (рисунок 2).

Положение i -ой массы относительно системы $Dx_dy_dz_d$ задаётся вектором \mathbf{p}_i который зависит от обобщённых координат, набор которых в свою очередь определяется фазой движения. В фазе 1 вектор \mathbf{p}_i зависит от углов α_i, β_i (рисунок 2):

$$\mathbf{p}_i = \begin{bmatrix} -l_i \sin \beta_i \\ l_i \cos \beta_i \sin \alpha_i + d / 2 \cos \alpha_i \\ d / 2 \sin \alpha_i - l_i \cos \beta_i \cos \alpha_i \end{bmatrix} \quad (2)$$

Скорость i -ой массы относительно барабана определяется выражением:

$$\dot{\mathbf{p}}_i = \frac{d}{2} \begin{bmatrix} -\sin \beta_i \\ (2l_i \cos \alpha_i / d + \sin \alpha_i) \cos \beta_i - \sin \alpha_i \\ (2l_i \sin \alpha_i / d - \cos \alpha_i) \cos \beta_i + \cos \alpha_i \end{bmatrix} \dot{\alpha}_i + l_i \begin{bmatrix} -\cos \beta_i \\ -\sin \beta_i \sin \alpha_i \\ \sin \beta_i \cos \alpha_i \end{bmatrix} \dot{\beta}_i \quad (3)$$

В фазе 1 длина размотанной части троса i равна:

$$l_i = (\alpha_i - \alpha_{i0})d / 2 \quad (4)$$

и

$$\dot{l}_i = \frac{d}{2} \dot{\alpha}_i, \quad (5)$$

где $\alpha_{i0} = 0$ и $\alpha_{i20} = \pi$, d – диаметр барабана.

В фазе 2 положение i -ой массы определяется двумя углами β_i и γ_i которые определяют положение троса по отношению к касательной плоскости (рисунок 3). В фазе 2 вектор \mathbf{p}_i зависит от углов γ_i, β_i и постоянного угла $\alpha_i = \alpha_{ie}$

$$\mathbf{p}_i = \begin{bmatrix} -l_i \sin \beta_i \\ d/2 \cos \alpha_i + l_i \cos \beta_i \sin(\alpha_i + \gamma_i) \\ d/2 \sin \alpha_i - l_i \cos \beta_i \cos(\alpha_i + \gamma_i) \end{bmatrix} \quad (6)$$

Относительная скорость массы i для фазы 2

$$\dot{\mathbf{p}}_i = l_i \begin{bmatrix} 0 \\ \cos \beta_i \cos(\alpha_i + \gamma_i) \\ \cos \beta_i \sin(\alpha_i + \gamma_i) \end{bmatrix} \dot{\gamma}_i + l_i \begin{bmatrix} \cos \beta_i \\ -\sin \beta_i \sin(\alpha_i + \gamma_i) \\ \sin \beta_i \cos(\alpha_i + \gamma_i) \end{bmatrix} \dot{\beta}_i \quad (7)$$

Длина свободной части i -го троса во время фазы 2 остаётся постоянной

$$l_i = (\alpha_{ie} - \alpha_{i0})d/2 \quad (8)$$

где α_{ie} конечное значение угла α_i в фазы 1.

Положение i -го груза относительно системы координат $Ox_0y_0z_0$, связанной с носителем, может быть записано следующим образом:

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{r} + \mathbf{A}(\mathbf{p}_d + \mathbf{A}_d \mathbf{p}_i), \quad i=1,2 \quad (9)$$

где $\mathbf{r} = (x, y, z)^T$, \mathbf{A} матрица преобразования координат из базиса, связанного с носителем S_{xyz} , в инерциальный базис $Ox_0y_0z_0$. Матрица \mathbf{A} выражается через углы Эйлера ψ , θ и φ :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} c_\varphi c_\psi - c_\theta s_\varphi s_\psi & -c_\psi s_\varphi - c_\theta c_\varphi s_\psi & s_\theta s_\psi \\ c_\theta c_\psi s_\varphi + c_\varphi s_\psi & c_\theta c_\varphi c_\psi - s_\varphi s_\psi & -c_\psi s_\theta \\ s_\theta s_\varphi & c_\varphi s_\theta & c_\theta \end{bmatrix} \quad (10)$$

где $c_f = \cos f$, $s_f = \sin f$, $f = \psi, \theta, \varphi$, \mathbf{A}_d матрица преобразования координат из базиса $Dx_d y_d z_d$ в базис $Cxyz$. Если базис $Dx_d y_d z_d$ только смещён относительно базиса $Cxyz$ вдоль оси Cx , матрица \mathbf{A}_d есть единичная матрица $\mathbf{A}_d = \mathbf{E}$.

Уравнения движения

Для записи уравнений движения используются уравнения Лагранжа второго рода:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q_i} = 0, \quad i = 1, \dots, n \quad (11)$$

где $q_i, i = 1, \dots, n$ – обобщённые координаты. Кинетическая энергия T рассматриваемой системы имеет следующий вид:

$$2T = m\mathbf{v}^2 + \boldsymbol{\omega}^T \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + m_1 \mathbf{v}_1^2 + m_2 \mathbf{v}_2^2 \quad (12)$$

где m – масса носителя, $\mathbf{J} = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$ – тензор инерции носителя, $\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}} = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$ – линейная скорость цели, $\boldsymbol{\omega}$ – угловая скорость цели, \mathbf{v}_i – абсолютная скорость i -го груза:

$$\mathbf{v}_i = \frac{d\mathbf{r}_i}{dt} = \mathbf{v} + \mathbf{A} \tilde{\boldsymbol{\omega}} (\boldsymbol{\rho}_d + \mathbf{A}_d \boldsymbol{\rho}_i) + \mathbf{A} \mathbf{A}_d \dot{\boldsymbol{\rho}}_i, \quad i = 1, 2 \quad (13)$$

$\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ кососимметричная масса угловой скорости:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (14)$$

Угловая скорость цели определяется кинематическими уравнениями для углов Эйлера ψ, θ и φ :

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \sin \theta \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ \sin \theta \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \cos \theta & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Подставляя (3), (13), (15) в (11), можно получить уравнения движения системы для фазы 1 и 2. Полученные уравнения весьма громоздки и здесь не приводятся. Уравнения получены при помощи математического пакета, поддерживающего аналитические преобразования, например, Wolfram Mathematica.

Длина троса, необходимая для уменьшения угловой скорости вращения объекта с значения ω_0 до нуля, не зависит от начальной угловой скорости и приближённо определяется известным выражением [20]:

$$l_{max} = \sqrt{\frac{J_x}{2m_i}} - d/2. \quad (16)$$

Начальные условия

Начальные условия для фазы 1:

$$\begin{aligned} x(0) = y(0) = z(0) = \psi(0) = \theta(0) = \varphi(0) &= 0, \\ \alpha_1(0) = \alpha_2(0) = \beta_1(0) = \beta_2(0) &= 0, \\ \dot{x}(0) = \dot{y}(0) = \dot{z}(0) &= 0, \\ \dot{\psi}(0) = \dot{\psi}_0, \quad \dot{\theta}(0) = \dot{\theta}_0, \quad \dot{\varphi}(0) = \dot{\varphi}_0 & \\ \dot{\alpha}_1(0) = \dot{\alpha}_2(0) = \dot{\beta}_1(0) = \dot{\beta}_2(0) &= 0 \end{aligned} \quad (17)$$

где $\dot{\psi}_0$, $\dot{\theta}_0$, $\dot{\varphi}_0$ представляют собой начальные значения для производных углов Эйлера, которые зависят от угловой скорости носителя (15). Процесс интегрирования с начальными условиями (17) продолжается до тех пор, пока длина развёрнутой части любого троса не станет равной l_{max}

$$l_i = l_{max}, \quad i = 1, 2 \quad (18)$$

Предположим, что длина троса с индексом $i=1$ (l_1) достигает значения l_{max} в

момент $t = t_1$, при этом $l_2(t_1)$ меньше l_{max} , тогда уравнения (11) должны быть построены с использованием выражения (7) для $\dot{\rho}_1$ и (3) для $\dot{\rho}_2$. Набор обобщённых координат для следующего (второго) этапа интегрирования будет содержать новую переменную γ_1 :

$$\mathbf{q} = (x, y, z, \psi, \theta, \varphi, \gamma_1, \beta_1, \alpha_2, \beta_2), \quad (19)$$

начальные условия для которой определяются следующим образом:

$$\gamma_1(t_1) = 0, \quad \dot{\gamma}_1(t_1) = \dot{\alpha}_1(t_1). \quad (20)$$

Следующий (третий) этап начинается, когда длина второго троса достигает предельного значения l_{max} . Предположим, что это произошло в момент времени $t = t_2$. Уравнения (11) третьего этапа должны быть построены с использованием выражений (7) для $\dot{\rho}_1$ и $\dot{\rho}_2$. Обобщённые координаты третьего этапа включают новую обобщённую координату γ_2 :

$$\mathbf{q} = (x, y, z, \psi, \theta, \varphi, \gamma_1, \beta_1, \gamma_2, \beta_2) \quad (21)$$

с начальными условиями для этой координаты

$$\gamma_2(t_2) = 0, \quad \dot{\gamma}_2(t_2) = \dot{\alpha}_2(t_2) \quad (22)$$

Процесс интегрирования на третьем этапе продолжается пока

$$\gamma_1 < \pi/2 \quad \text{или} \quad \gamma_2 < \pi/2 \quad (23)$$

В классической схеме использования Йо-Йо в момент времени, когда угол γ_1 или γ_2 достигает значения $\pi/2$ происходит отделение тросов с грузами.

Результаты моделирования

Для примера рассмотрим задачу гашения угловой скорости двух объектов с

одинаковой массой 1000 кг. Первый объект “сплюснутый” с продольным моментом инерции, большим поперечных моментов инерции:

$$\mathbf{J} = \text{diag}(2000, 1000, 1000) \text{ кг} \cdot \text{м}^2. \quad (24)$$

Второй объект “вытянутый”, поперечные моменты инерции которого больше продольного момента инерции:

$$\mathbf{J} = \text{diag}(1000, 2000, 2000) \text{ кг} \cdot \text{м}^2. \quad (25)$$

Матрицы тензоров инерции (24) и (25) записаны в центральном базисе тела S_{xyz} .

Барабан механизма Йо-Йо закреплен на расстоянии 4 метра от центра масс объекта вдоль его продольной оси: $\mathbf{p}_D = [-4, 0, 0]^T$.

Длина троса Йо-Йо для масс грузов $m = m_1 = m_2 = 6.5$ кг определяется выражением (16). Для носителя с тензором инерции (24):

$$l_{max} = \sqrt{\frac{J_x}{2m}} = d / 2 = \sqrt{\frac{2000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2}{2 \cdot 6.5 \text{ кг}}} - 1 \text{ м} = 11,40 \text{ м} \quad (26)$$

Для носителя с тензором инерции (25):

$$l_{max} = \sqrt{\frac{J_x}{2m}} = d / 2 = \sqrt{\frac{1000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2}{2 \cdot 6.5 \text{ кг}}} - 1 \text{ м} = 7,77 \text{ м} \quad (27)$$

Для каждого варианта тензора инерции рассмотрено три расчётных случая, отличающиеся начальным углом нутации тела:

$$\vartheta = \arccos\left(\frac{J_x \omega_{x0}}{|\mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}|}\right). \quad (28)$$

Во всех расчётных случаях начальная продольная угловая скорость носителя равна 0,6 рад/с.

Расчётный случай 1

В первом случае угол нутации носителя с тензором инерции (24) равен 5 градусам, при этом производная угла ψ равна 0,105 рад/с. На рисунке 4 представлены графики изменения проекций угловой скорости носителя и углов β_1, β_2 , определяющих выход тросов из плоскости катушки. Продольная угловая скорость носителя уменьшается до нуля в течение 20 секунд. Наблюдается уменьшение поперечных проекций угловой скорости носителя. К моменту достижения продольной угловой скоростью нулевого значения углы отклонения тросов от плоскости катушки достигают 0,35 рад/с.

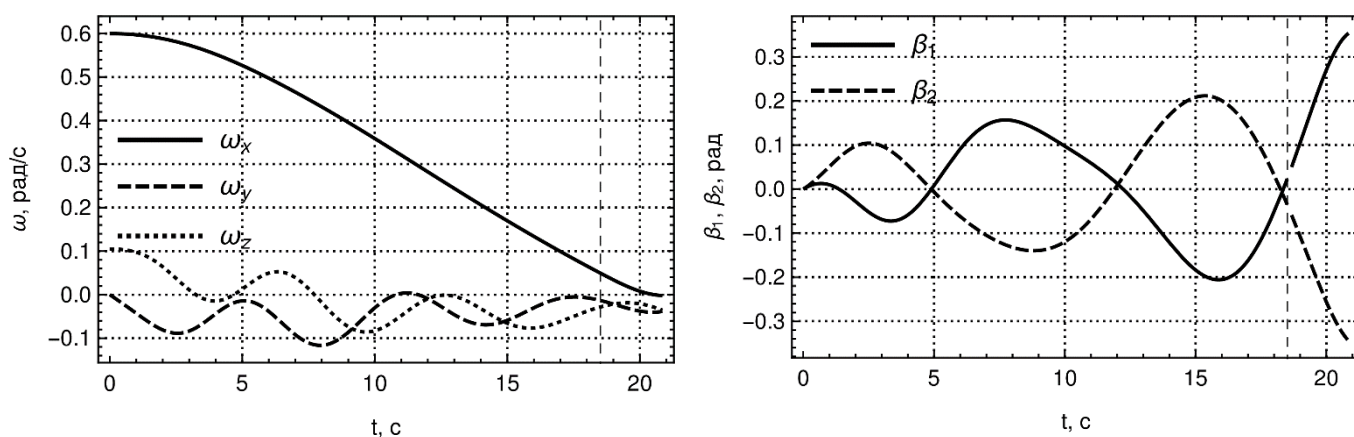


Рисунок 4 – Изменение проекций угловой скорости носителя и углов отклонения тросов от плоскости катушки для первого расчётного случая

Расчётный случай 2

Во втором расчётном случае начальный угол нутации равен 10 градусам, что соответствует производной угла ψ равной 0,212 рад/с. Как и в первом случае проекция угловой скорости носителя на продольную ось уменьшается до нуля в течение 20 секунд (рисунок 5).

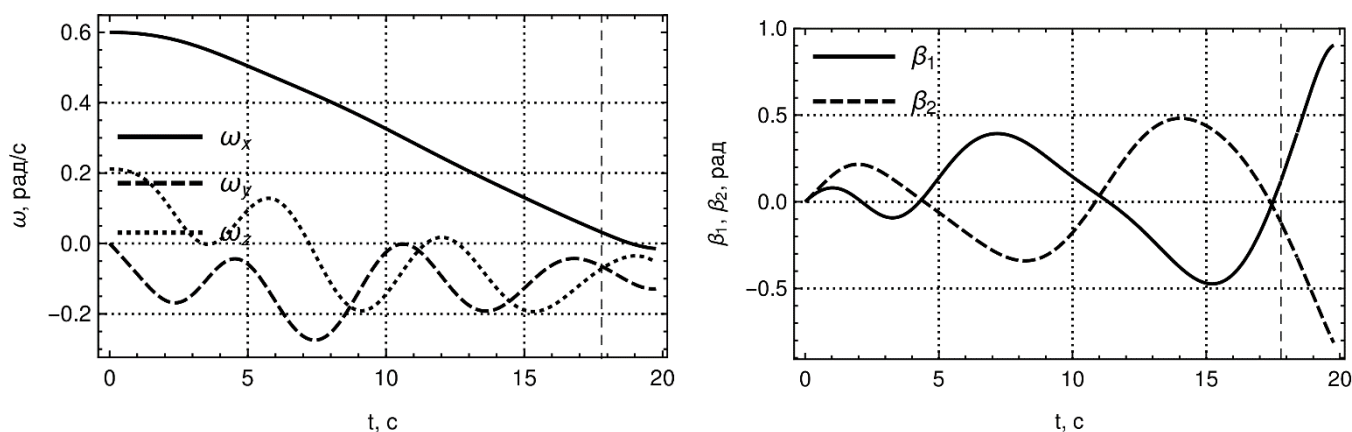


Рисунок 5 – Изменение проекций угловой скорости носителя и углов отклонения тросов от плоскости катушки для второго расчётного случая

Отмечается значительный выход тросов из плоскости катушки, достигающий 1 радиана, что объясняется изменением проекций угловой скорости на поперечные оси, которые влияют на движение тросов.

Расчётный случай 3

В третьем расчётном случае носитель с тензором инерции (25) вращается с продольной угловой скоростью 0,6 рад/с и начальным углом нутации 10 градусов, что соответствует производной угла ψ равной 0,026 рад/с. Меньшее значение производной $\dot{\psi}$ для того же значения угла нутации, что и при расчётном случае 2 обусловлено большим значением поперечного момента инерции носителя (рисунок б).

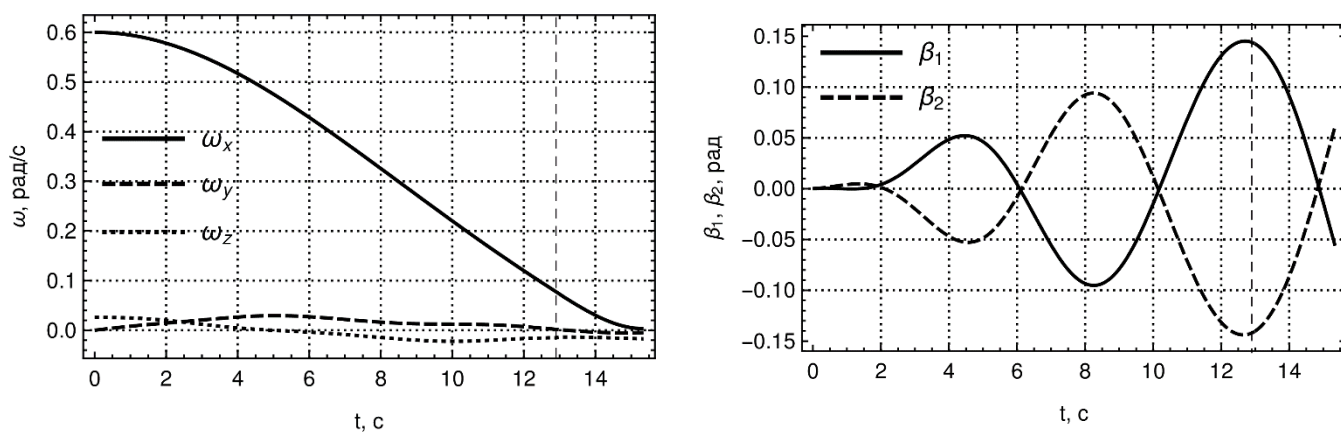


Рисунок 6 – Изменение проекций угловой скорости носителя и углов отклонения тросов от плоскости катушки для третьего расчётного случая

Уменьшение проекции угловой скорости на продольную ось до нуля происходит за 13 секунд. Поскольку начальные проекции угловой скорости на поперечные оси невелики, угол выхода тросов из плоскости не превышает 0,15 радиан.

Расчётный случай 4

В четвёртом расчётном случае носитель вращается с продольной угловой скоростью 0,6 рад/с и начальным углом нутации 15 градусов, что соответствует производной угла ψ равной 0,053 рад/с. Уменьшение проекции угловой скорости на продольную ось до нуля происходит за 15 секунд. Как и в третьем случае, поскольку начальные проекции угловой скорости на поперечные оси невелики, угол выхода тросов из плоскости не превышает 0,3 радиан, несмотря на большое начальное значение угла нутации (рисунок 7).

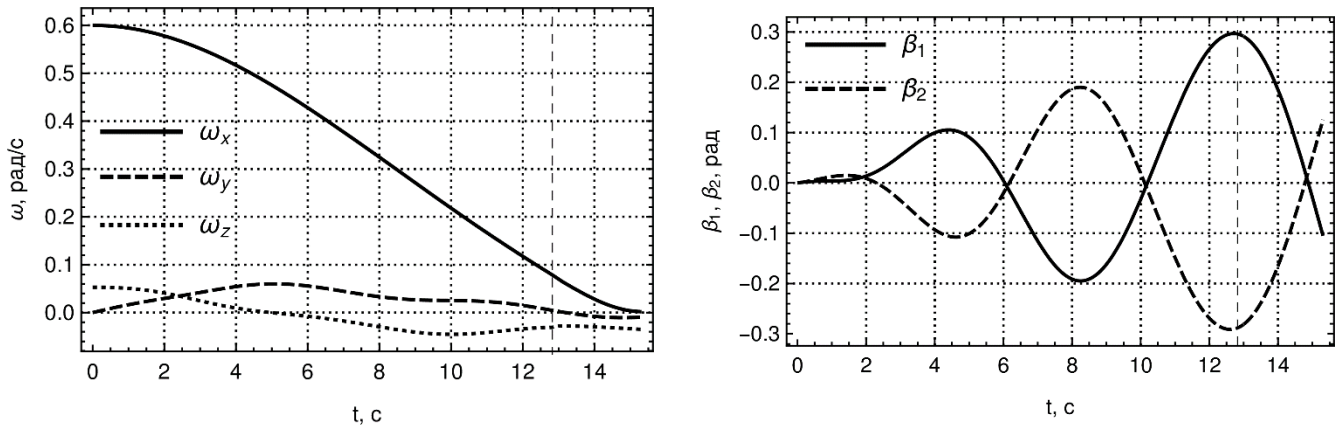


Рисунок 7 – Изменение проекций угловой скорости носителя и углов отклонения тросов от плоскости катушки для четвёртого расчётного случая

Расчётный случай 5

В пятом расчётном случае носитель движется с начальным углом нутации 20 градусов, что соответствует производной угла ψ равной 0,109 рад/с. Уменьшение проекции угловой скорости на продольную ось до нуля происходит за 15 секунд. Угол выхода тросов из плоскости не превышает 0,3 радиан, несмотря на большое начальное значение угла нутации (рисунок 8).

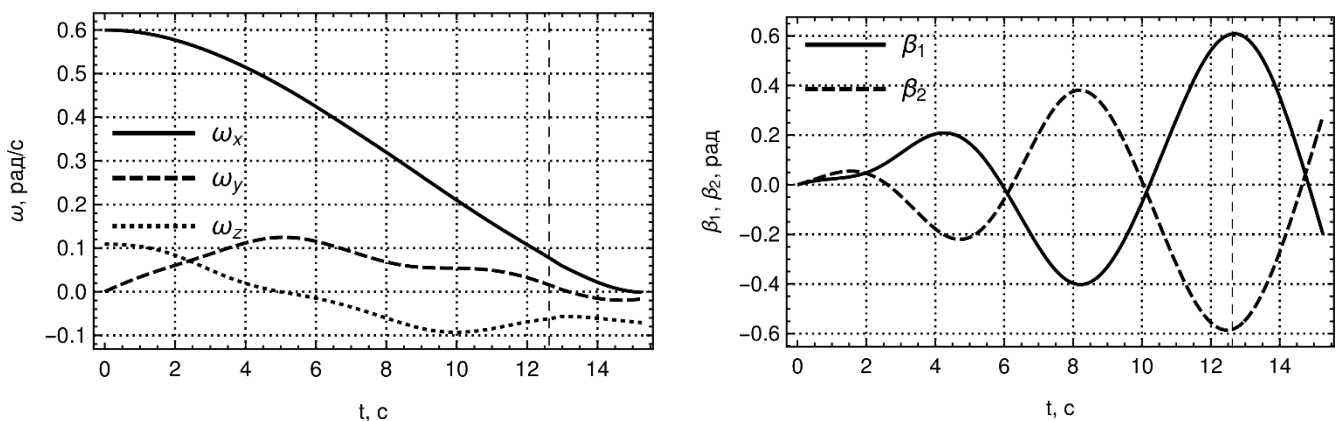


Рисунок 8 – Изменение проекций угловой скорости носителя и углов отклонения тросов от плоскости катушки для пятого расчётного случая

Заключение

Разработана математическая модель механизма Йо-Йо учитывающая сложное пространственное движение носителя, на котором установлен механизм. Результаты анализа движения механизма показывают возможность его использования для гашения угловой скорости носителя, вращающегося преимущественно вокруг одной оси. Начальная поперечная угловая скорость носителя приводит к выходу тросов механизма Йо-Йо из плоскости намотки, что может привести к нарушению работы механизма. Механизм Йо-Йо может быть использован в составе автономного стыковочного модуля для гашения угловой скорости объектов космического мусора типа отработавших орбитальных ступеней ракет-носителей с продольным моментом инерции меньшим поперечных моментов инерции. Дальнейшие исследования могут быть направлены на исследование пространственного движения механизма Йо-Йо с одним тросом и оценки влияния ориентации плоскости развёртывания тросов по отношению к главным осям инерции объекта на движение механизма и эффективность его работы.

Работа выполнена при поддержке Российского Научного Фонда

(Проект № 16-19-10158).

Библиографический список

1. Liou J.-C., Johnson N.L. A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO // Acta Astronaut. 2009. Vol. 64. № 2–3. P. 236–243.
2. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // Prog. Aerosp. Sci. Elsevier. 2015. Vol. 80. P. 18–

32.

3. Bonnal C., Ruault J.-M., Desjean M.-C. Active debris removal: Recent progress and current trends // *Acta Astronaut.* Elsevier. 2013. Vol. 85. P. 51–60.

4. Schaub H., Sternovsky Z. Active space debris charging for contactless electrostatic disposal maneuvers // *Adv. Sp. Res.* 2014. Vol. 53. № 1. P. 110–118.

5. Botta E.M. et al. On the simulation of tether-nets for space debris capture with Vortex Dynamics // *Acta Astronaut.* 2016. Vol. 123. P. 91–102.

6. Shah S. V., Sharf I., Misra A. Reactionless Path Planning Strategies for Capture of Tumbling Objects in Space Using a Dual-Arm Robotic System // *AIAA Guid. Navig. Control Conf.* 2013. P. 18.

7. Gilardi G., Kawamoto S., Kibe S. Capture of a Non-Cooperative Object Using a Two-Arm Manipulator // *55th Int. Astronaut. Congr. Int. Astronaut. Fed. Int. Acad. Astronaut. Int. Inst. Sp. Law.* Vancouver, British Columbia, Canada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

8. Tadini P. et al. Active debris multi-removal mission concept based on hybrid propulsion // *Acta Astronaut.* 2014. Vol. 103. P. 26–35.

9. Ашурбейли И.Р., Лаговиер А.И., Игнатъев А.Б., Назаренко А.В. Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата // *Труды МАИ.* 2011. № 43. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=24856>

10. Авдеев А.В. К вопросу борьбы с космическим мусором с помощью лазерной космической установки на основе HF-НХЛ // *Труды МАИ.* 2012. № 61. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35496>

11. Асланов В.С., Алексеев А.В., Ледков А.С. Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // Труды МАИ. 2017. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74644>
12. Jasper L.E.Z. et al. Tethered tug for large low Earth orbit debris removal // Adv. Astronaut. Sci. Charleston. 2012. Vol. 143. P. 2223–2242.
13. Forward R.L., Hoyt R.P., Uphoff C.W. Terminator Tether: A Spacecraft Deorbit Device // J. Spacecr. Rockets. 2000. Vol. 37, № 2. P. 187–196.
14. Aslanov V.S., Yudintsev V.V. Behaviour of tethered debris with flexible appendages // Acta Astronaut. 2014. Vol. 104. № 1. P. 91–98.
15. Aslanov V.S., Yudintsev V.V. Dynamics of Large Debris Connected to Space Tug by a Tether // J. Guid. Control. Dyn. 2013. Vol. 36. № 6. P. 1654–1660.
16. Tadini P. et al. Active debris multi-removal mission concept based on hybrid propulsion // Acta Astronaut. 2014. Vol. 103. P. 26–35.
17. Moody C.K. et al. Laboratory Experiments for Orbital Debris Removal // AAS Guid. Navig. Control Conf. Breckenridge. CO. 2016. P. 1–12.
18. Трушляков В.И., Юткин Е.А., Макаров Ю.Н., Олейников И.И., Шатров Я.Т. Способ стыковки космических аппаратов. Патент РФ № 2521082. Бюлл. 18, 27.06.2014.
19. Fedor J. V. Theory And Design Curves for a Yo-Yo De-spin Mechanism for Satellites. Greenbelit, 1961.
20. Cornille H.J. A method of accurately reducing the spin rate of a rotating spacecraft // NASA Tech. Note. Washington, 1962. October. 13 p.