

Алгоритм адаптивной трансформации конструкции космического аппарата, обеспечивающий экономичные режимы стабилизации в каналах крена и курса

© Р.П. Симоньянц¹, В.Н. Булавкин^{1,2}

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

²АО «ВПК «НПО машиностроения», Московская обл., г. Реутов, 143960, Российская Федерация

Рассмотрен космический аппарат с управляемой трансформацией конструкции, обеспечивающей такое силовое взаимодействие с внешней средой, при котором разгрузка инерционных исполнительных органов в системе стабилизации орбитальной ориентации происходит без расхода рабочего тела. Предложен алгоритм адаптивной трансформации конструкции, позволяющий реализовать разгрузку инерционных исполнительных органов и адаптивную компенсацию возмущающего момента с учетом гироскопического взаимодействия каналов крена и курса в условиях резонанса. Для примера приведено решение задачи сброса накапливаемого кинетического момента в каналах крена и курса геостационарного космического аппарата и последующей компенсации возмущающего момента с помощью управления конфигурацией плоских панелей солнечных батарей. Получены аналитические решения для редуцированной динамической модели движения, подтвержденные численным моделированием.

Ключевые слова: угловая стабилизация, орбитальная ориентация, управление ориентацией, стабилизация, трансформация конструкции, безрасходная разгрузка, инерционные исполнительные органы

Введение. В работе [1] был рассмотрен метод разгрузки инерционных исполнительных органов (ИИО) в режиме стабилизации орбитальной ориентации космического аппарата (КА), не требующий расхода рабочего тела (топлива). Работа системы стабилизации основана на принципе адаптивной трансформации конструкции (АТК) [2]. Анализ эффективности этого метода был выполнен применительно к случаю геостационарного КА с управляемой конфигурацией панелей солнечных батарей (СБ) в автономном движении по каналу тангажа, однако работоспособность метода по каналам курса и крена не была исследована.

Поскольку в орбитальном движении КА с ИИО каналы крена и курса перекрестно связаны между собой гироскопическими моментами, задача разгрузки ИИО методом АТК существенно усложняется. Дополнительные проблемы вызывает наличие гармонической составляющей возмущающего момента орбитальной частоты, возбуждающей в каналах крена и курса резонансную раскачку ИИО.

Метод адаптивной трансформации конструкции КА — альтернатива методам разгрузки ИИО, рассмотренным в [3–10]. Его реализация связана с управляемым изменением геометрии масс и/или облучаемых

Солнцем поверхностей КА [2]. Этот метод часто используется в задачах управления ориентацией и стабилизации фемтоспутников: оригами-спутников [11, 12] и КА на печатных платах [13], в которых ограничения по объему и затратам энергии не позволяют использовать реактивные двигатели и ИИО.

Трансформация конструкции КА поворотом СБ для реализации режимов разгрузки ИИО без расхода массы рабочего тела рассматривалась в работе [14]. Однако предложенный в ней метод связан с потерей вырабатываемой электроэнергии, что требует ее компенсации посредством увеличения площади и, соответственно, массы панелей СБ.

Цель настоящей работы — распространить исследование, представленное в работе [1], на более сложный случай пространственной стабилизации орбитальной ориентации и показать, что режим безрасходной разгрузки ИИО КА методом АТК может быть реализован с учетом перекрестной связи между каналами крена и курса.

Математическая модель. Упрощенная математическая модель системы «КА + ИИО» имеет следующий вид [1]:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{H}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M}_b - \mathbf{M}_r; \\ 2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_*), \end{cases} \quad (1)$$

где $\mathbf{H}$ — кинетический момент системы «КА + ИИО», $\mathbf{H} = \mathbf{K} + \mathbf{L}$; $\mathbf{K}$ — кинетический момент КА, $\mathbf{K} = \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}$ ($\mathbf{J}$ — тензор инерции КА, $\boldsymbol{\omega}$ — вектор абсолютной угловой скорости); $\mathbf{L}$ — кинетический момент ИИО; $\mathbf{M}_b$ — внешний момент; $\mathbf{M}_r$ — момент разгрузки от трансформируемой конструкции; Λ — кватернион ориентации осей связанной системы координат (ССК) $0x_1x_2x_3$ относительно осей орбитальной системы координат (ОСК) $0x_1^*x_2^*x_3^*$; $\boldsymbol{\omega}_*$ — вектор угловой скорости орбитального движения.

Управление ориентацией и стабилизация КА осуществляется внутренними моментами, которые создаются по осям ССК при изменении компонент вектора кинетического момента ИИО:

$$\frac{dL_i}{dt} = M_i^m F_i(\sigma_i), \quad i = 1, 2, 3, \quad (2)$$

где M_i^m — модуль управляющего момента ИИО; $F_i(\sigma_i)$ — закон управления ориентацией и стабилизации, который может быть задан, например, релейной функцией общего вида, принимающей три значения $F_i \in \{+1, 0, -1\}$ (σ_i — управляющий сигнал, формируемый как комбинация сигналов от измерителей углов (тангаж ϑ , курс ψ , крен γ) и угловых скоростей $\omega_1, \omega_2, \omega_3$).

Моменты разгрузки $\mathbf{M}_r$ от трансформируемой конструкции по осям ССК формируются трёхзначной релейной функцией:

$$\mathbf{M}_r = \{M_{ri}^m \Phi_i \mathbf{e}_i\}, \quad \Phi_i = \Phi_i(L_i), \quad i = \overline{1,3}, \quad (3)$$

где M_{ri}^m — модуль момента разгрузки от трансформируемой конструкции; $\Phi_i(L_i)$ — алгоритм разгрузки в виде трёхзначной релейной функции, $\Phi_i \in \{+1, 0, -1\}$; $\mathbf{e}_i$ — орты осей $0x_1x_2x_3$.

Каждому из трех значений Φ_i соответствует определенная конфигурация панелей СБ, обеспечивающая требуемое значение момента разгрузки M_{ri}^m .

Вектор $\mathbf{M}_b$ включает в себя моменты сил гравитации, сил магнитного взаимодействия, аэродинамических сил и сил солнечного давления $\mathbf{M}_s$. В работе [1] было показано, что в случае КА на геостационарной орбите (ГСО) определяющее влияние на динамику оказывает момент $\mathbf{M}_s$, поэтому для разгрузки ИИО на ГСО целесообразно использовать $\mathbf{M}_s$ на всех каналах.

Момент M_{ui} управляет движением КА вокруг центра масс за счет изменения кинетического момента $\mathbf{L}$ ИИО. В режиме стабилизации орбитальной ориентации система решает задачу удержания угловой ориентации ССК вблизи осей ОСК, что предполагает парирование всех возмущающих моментов. Следовательно, рассматривая изменения кинетических моментов ИИО $\{\mathbf{L}_1, \mathbf{L}_2, \mathbf{L}_3\}$, можно полагать, что углы и угловые скорости отклонения ССК от ОСК пренебрежимо малы. Это допущение равносильно утверждению, что система управления работает идеально и ИИО полностью парируют все действующие на КА моменты. Такая постановка задачи позволяет существенно упростить исследование без утраты качественных свойств получаемых результатов. Однако при численном моделировании следует вернуться к вопросу управления движением осей ССК относительно ОСК, подтвердив справедливость принятого допущения.

Момент сил солнечного давления с периодической составляющей. Если принять упрощенную модель, то формулы для определения момента сил солнечного давления $\mathbf{M}_s$ будут иметь следующий вид:

$$\mathbf{M}_s = -\mathbf{I}_s \times \mathbf{F}_s, \quad |\mathbf{F}_s| = p_s S(1 + \varepsilon), \quad p_s = E_0 c^{-1} (R_0/R)^2, \quad (4)$$

где $\mathbf{l}_s$ — радиус-вектор из центра масс КА в центр солнечного давления; $\mathbf{F}_s$ — вектор силы солнечного давления; p_s — давление солнечного света; S — характеристическая площадь освещаемой поверхности КА; ε — коэффициент отражения облучаемой поверхности КА (от $\varepsilon \approx 0$ до $\varepsilon \approx 1$); E_0 — значение потока солнечной энергии на расстоянии R_0 от Солнца; c — скорость света; R — расстояние от центра Солнца до ЦМ КА.

Угол между направлением на центр Солнца и плоскостью земного экватора будет обозначен как ζ_3 , и его можно будет записать как функцию времени t :

$$\zeta_3 = \zeta_3^m \cos(\Omega_c t + \zeta_{30}), \quad (5)$$

где $\Omega_c = 2\pi/T_c$; T_c — годовой период движения Земли вокруг Солнца; ζ_3^m — амплитудное значение $\zeta_3(t)$; ζ_{30} — начальная фаза.

Момент $\mathbf{M}_s$ меняется периодически, причем суточные вариации имеют определяющий фактор. В проекциях на ОСК с учетом (5) можно записать:

$$\begin{cases} M_{s1} = M_{s\perp}^m \cos(\omega_* t + u_0) + M_{\zeta 1}; \\ M_{s2} = M_{s\perp}^m \sin(\omega_* t + u_0) + M_{\zeta 2}; \\ M_{s3} = M_{s3}^m \cos(\omega_* t + u_0 - \varphi_{s3}); \end{cases} \begin{cases} M_{s\perp}^m = F_s \cdot l_{s\perp} \cos(\Omega_c t + \zeta_0); \\ M_{s3}^m = F_s \cdot l_{s3} \cos(\Omega_c t + \zeta_0); \\ M_{\zeta 1} = F_s \cdot l_{\zeta 1} \sin(\Omega_c t + \zeta_0); \\ M_{\zeta 2} = F_s \cdot l_{\zeta 2} \sin(\Omega_c t + \zeta_0). \end{cases} \quad (6)$$

В системе уравнений (6) $M_{s\perp}^m$, M_{s3}^m — амплитуды моментов суточного периода; $M_{\zeta 1}$, $M_{\zeta 2}$ — амплитуды моментов годового периода; $l_{s\perp}$, l_{s3} , $l_{\zeta 1}$, $l_{\zeta 2}$ — соответствующие проекции радиуса-вектора $\mathbf{l}_s$; $\varphi_{s3} = \arctan\left(\frac{l_{\zeta 1}}{l_{\zeta 2}}\right)$ — полярный угол проекции радиуса-вектора $\mathbf{l}_s$ в плоскости орбиты; u_0 , ζ_0 — начальные фазы. На коротких интервалах времени $\ll 2\pi/\Omega_c$ моменты годового периода можно считать постоянными и учитывать как сезонные величины.

Особенности взаимодействия ИИО крена и курса. Три ИИО на КА установлены так, что векторы $\mathbf{L}_i$, $i = \overline{1,3}$ параллельны одноименным осям ССК. В стационарном режиме оси ССК совмещены с осями ОСК. Векторы $\mathbf{L}_3$ и $\boldsymbol{\omega}_*$ — коллинеарны, а векторы $\mathbf{L}_1$ и $\mathbf{L}_2$ лежат

в плоскости орбиты и с осями ОСК вращаются вокруг $0x_3^*$ с угловой скоростью ω_* .

Принятые допущения позволяют представить систему (1) в следующем виде:

$$\frac{d\mathbf{L}}{dt} + \omega_* \times \mathbf{L} = \mathbf{M}_b. \quad (7)$$

Можно записать уравнения (7) с учетом (6) в скалярной форме:

$$\begin{cases} \frac{dL_1}{dt} + L_2\omega_* = M_{\perp}^m \cos(\omega_*t + u_0) + M_1; \\ \frac{dL_2}{dt} - L_1\omega_* = M_{\perp}^m \sin(\omega_*t + u_0) + M_2; \\ \frac{dL_3}{dt} = M_3^m \cos(\omega_*t + u_0) + M_3, \end{cases} \quad (8)$$

где $M_{\perp}^m$, M_3^m — амплитуды проекций вектора $\mathbf{M}_s$ на плоскость орбиты и на ось тангажа соответственно; M_1 , M_2 , M_3 — постоянные составляющие возмущающего момента.

Третье уравнение системы (8) определяет изменение кинетического момента ИИО автономного канала тангажа, рассмотренное в [1] для случая постоянного возмущающего момента. Неучтенное влияние гармонической составляющей возмущающего момента проявляется в том, что на линейно нарастающий по времени кинетический момент ИИО будут наложены суточные колебания с амплитудой M_3^m/ω_* .

В каналах крена и курса, как будет показано ниже, возникают резонансные эффекты раскачки ИИО, вызванные совпадением частоты собственных колебаний системы с частотой внешнего возмущения ω_* . Можно, исключив внешние моменты, определить из (8) собственные колебания системы «крен-курс»:

$$\begin{cases} \frac{dL_1}{dt} + L_2\omega_* = 0; \\ \frac{dL_2}{dt} - L_1\omega_* = 0. \end{cases} \quad (9)$$

Однородная система (9) описывает гармонические колебания переменных $\{L_1, L_2\}$ с частотой орбитального движения КА ω_* , в чем легко убедиться, преобразовав (9) к виду

$$\begin{cases} \frac{d^2 L_1}{dt^2} + \omega_*^2 L_1 = 0; \\ \frac{d^2 L_2}{dt^2} + \omega_*^2 L_2 = 0. \end{cases} \quad (10)$$

Из (10) можно получить выражения для гармонических колебаний переменных:

$$L_1(t) = A \cos(\omega_* t + \varepsilon), \quad L_2(t) = A \sin(\omega_* t + \varepsilon). \quad (11)$$

Константы A и ε определяются из начальных условий:

$$A = \sqrt{L_1^2(0) + L_2^2(0)}, \quad \varepsilon = \arctan(L_1(0)/L_2(0)).$$

В случае наличия постоянного возмущающего момента и гармонического возмущения $\{M_1, M_2, M_\perp^m\}$ можно найти искомые функции $L_1(t)$, $L_2(t)$ как общее решение неоднородной линейной системы, составленной из двух первых уравнений системы (8). Оно находится как сумма общего решения (11) однородной системы и частных решений неоднородной системы.

Частные решения от постоянных моментов $\{M_1, M_2\}$ дают смещения искомых функций на величины $\{M_2/\omega_*, -M_1/\omega_*\}$. Они учитываются введением новых переменных:

$$\bar{L}_1 = L_1 + \frac{M_2}{\omega_*}, \quad \bar{L}_2 = L_2 - \frac{M_1}{\omega_*}. \quad (12)$$

Частное решение от гармонического момента находится из (8) и (12):

$$\begin{cases} \frac{d\bar{L}_1}{dt} + \bar{L}_2 \cdot \omega_* = M_\perp^m \cdot \cos(\omega_* t + u_0); \\ \frac{d\bar{L}_2}{dt} - \bar{L}_1 \cdot \omega_* = M_\perp^m \cdot \sin(\omega_* t + u_0). \end{cases} \quad (13)$$

Теперь надо привести дифференциальные уравнения (13) к следующему виду:

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \bar{L}_1}{dt^2} + \omega_*^2 \bar{L}_1 &= -2M_\perp^m \omega_* \cdot \sin(\omega_* t + u_0); \\ \frac{d^2 \bar{L}_2}{dt^2} + \omega_*^2 \bar{L}_2 &= 2M_\perp^m \omega_* \cdot \cos(\omega_* t + u_0). \end{aligned} \quad (14)$$

Для аналитического определения частных решений нужно задать функции:

$$\begin{aligned}\bar{L}_1^* &= M_{\perp}^m \cdot t \cdot \cos(\omega_* t + u_0), \\ \bar{L}_2^* &= M_{\perp}^m \cdot t \cdot \sin(\omega_* t + u_0).\end{aligned}\quad (15)$$

Общее решение уравнения (14) можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned}L_1(t) &= A \cdot \cos(\omega_* t + \varepsilon) + M_{\perp}^m t \cdot \cos(\omega_* t + u_0) - \frac{M_2}{\omega_*}; \\ L_2(t) &= A \cdot \sin(\omega_* t + \varepsilon) + M_{\perp}^m t \cdot \sin(\omega_* t + u_0) + \frac{M_1}{\omega_*}; \\ A &= -\sqrt{\left(L_1(0) + \frac{M_2}{\omega_*}\right)^2 + \left(L_2(0) - \frac{M_1}{\omega_*}\right)^2}; \quad \varepsilon = \arctg \frac{L_2(0) - \frac{M_1}{\omega_*}}{L_1(0) + \frac{M_2}{\omega_*}},\end{aligned}\quad (16)$$

где $L_1(0)$, $L_2(0)$ – начальные значения кинетических моментов ИИО.

Анализ полученных решений. Решения (16) описывают поведение ИИО крена и курса в режиме стабилизации орбитальной ориентации при парировании постоянного внешнего момента, включая гармонические возмущения орбитальной частоты. Для упрощения исследований малые циклы стабилизации из рассмотрения исключены.

В случае, когда внешние возмущающие моменты пренебрежимо малы ($M_{\perp}^m \approx M_1 \approx M_2 \approx 0$), кинетический момент системы остается неизменным и по величине, и по направлению. Векторы $\{\mathbf{L}_1(t), \mathbf{L}_2(t)\}$ в плоскости орбиты вращаются относительно инерциального пространства вместе с осями ССК, стабилизированными относительно вращающихся осей ОСК. Это приводит, как следует из (11), к гармоническим изменениям этих векторов с частотой ω_* и порождает гироскопические моменты $\{-\omega_* L_1(t), \omega_* L_2(t)\}$.

На парирование гироскопических моментов ИИО каналов крена и курса непрерывно затрачивают электроэнергию. Например, однажды забрав с корпуса КА кинетический момент $L_1(0) \neq 0$, ИИО крена и курса даже при отсутствии внешних возмущающих моментов неограниченно долго будут перекачивать $L_1(0)$ друг на друга, нерационально затрачивая значительное количество энергии.

При действии постоянных моментов $\{M_1, M_2 \neq 0\}$ поведение ИИО крена и курса в режиме стабилизации орбитальной ориентации меняется, но характер ограниченных периодических движений орбитальной частоты сохраняется. Колебания происходят, согласно (12), относительно значений $\{+M_2/\omega_*, -M_1/\omega_*\}$. Как при отсутствии возмущающих моментов, так и при наличии постоянных относительно осей ССК внешних возмущающих моментов разгрузки ИИО не наступает, если экстремальные значения $\{L_1(t), L_2(t)\}$ не превышают допустимых значений.

При наличии гармонической составляющей возмущающего момента орбитальной частоты поведение ИИО в каналах крена и курса меняется радикально. В решении дифференциальных уравнений (8) появляются секулярные члены (15), определяющие резонансный рост амплитуды колебаний $L_1(t), L_2(t)$ (рис. 1). Неограниченное возрастание амплитуд неотвратно приводит к насыщению ИИО и необходимости их разгрузки. Скорость резонансного нарастания амплитуды определяется выражением (16).

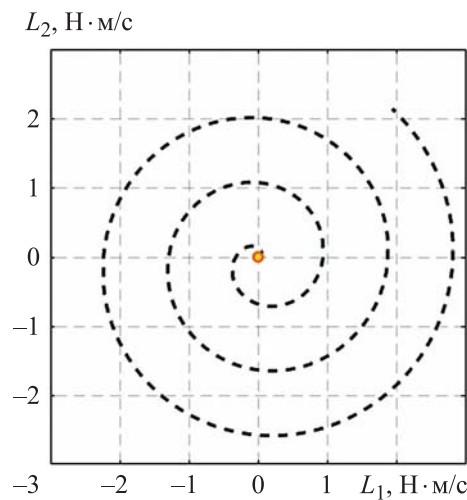


Рис. 1. Годограф кинетического момента крена и курса при исходных данных: $\{L_1(0) = L_2(0) = 0,003 \text{ Н} \cdot \text{м/с}; M_{\perp}^m = 1,09 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}; M_1 = -3,85 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}; M_2 = -4,01 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}; \omega_* = 7,29 \text{ рад/с}; u_0 = 0 \text{ рад}\}$ (желтым цветом показана начальная точка)

Текущее состояние ИИО крена и курса можно наглядно представить на фазовой плоскости переменных $\{L_1(t), L_2(t)\}$ в виде годографа вектора $\mathbf{L}_{\perp} = \mathbf{L}_1 + \mathbf{L}_2$ и использовать его как инструмент анализа

и синтеза управляемых процессов накопления кинетического момента и разгрузки.

Алгоритм адаптивной трансформации конструкции. Принцип АТК в системе разгрузки ИИО КА может быть реализован по алгоритму, выполняющему следующие функции [1]:

– определение текущих значений кинетических моментов $\{L_1, L_2, L_3\}$;

– оценка компонент возмущающих моментов $\{\mathbf{M}_{b1}, \mathbf{M}_{b2}, \mathbf{M}_{b3}\}$;

– формирование конфигурации СБ, создающей моменты разгрузки.

В общем случае годограф вектора $\mathbf{L}_\perp$ — спираль (16), которая при значениях $M_\perp^m \rightarrow 0$ вырождается в окружность радиусом A (11). Задача разгрузки ИИО по каналам крена и курса сводится к таким изменениям векторов управляющих моментов $\{M_{r1}^m, M_{r2}^m\}$, при которых вектор кинетического момента $\mathbf{L}_\perp$ займет требуемое положение.

Оценивая величины $\mathbf{M}_{b1}(t)$ и $\mathbf{M}_{b2}(t)$ по изменениям кинетических моментов $\{L_1, L_2\}$ в каждый момент времени t_k , необходимо выделять гармоническую и постоянную составляющие возмущающего момента. При этом величина постоянной составляющей определяется с помощью метода осреднения на интервале наблюдения $[t_{k+1} - t_k]$, $k = \overline{1, n}$:

$$\begin{cases} \overline{M}_{b1} = \frac{L_1(t_{k+1}) - L_1(t_k)}{(t_{k+1} - t_k)} + L_2(t_{k+1})\omega_*; \\ \overline{M}_{b2} = \frac{L_2(t_{k+1}) - L_2(t_k)}{(t_{k+1} - t_k)} - L_1(t_{k+1})\omega_*, \end{cases} \quad (17)$$

где $\overline{M}_{b1}, \overline{M}_{b2}$ — усредненные значения возмущающих моментов.

Процесс разгрузки ИИО по крену и курсу проходит в три этапа:

1) накопление массивов значений $\{L_1(t_k), L_2(t_k)\}$ и оценка компонент внешнего возмущающего момента $M_\perp^m, M_1$ и M_2 ;

2) разгрузка ИИО путем изменения величины $M_\perp^m$ (управляемое скручивание годографа $L_\perp(t)$);

3) удержание значений кинетического момента в окрестности нуля.

Теперь следует задать логику разгрузки ИИО в каналах крена и курса с удержанием значений кинетических моментов в окрестности нуля. Для этого следует ввести в рассмотрение трехпозиционную релейную функцию разгрузки $\Phi_{12}(L_1, L_2)$, формируемую на

основе текущей информации о значении кинетических моментов $\{L_1, L_2\}$. В соответствии с (1)–(3) и (8) получится:

$$\begin{cases} J_1 \frac{d^2\gamma}{dt^2} + L_2 \cdot \omega_* = [M_{\perp}^m - M_{r\perp}^m \cdot \Phi_{12}(L_1, L_2)] \cdot \cos(\omega_* t + u_0) + M_1 - \frac{dL_1}{dt}; \\ J_2 \frac{d^2\psi}{dt^2} - L_1 \cdot \omega_* = [M_{\perp}^m - M_{r\perp}^m \cdot \Phi_{12}(L_1, L_2)] \cdot \sin(\omega_* t + u_0) + M_2 - \frac{dL_2}{dt}, \end{cases} \quad (18)$$

где $M_{r\perp}^m$ — модуль внешнего момента разгрузки ИИО, формируемый путем надлежащей трансформации конструкции КА.

Затем нужно выделить два режима работы системы разгрузки: «Разгрузка» и «Компенсация».

В режиме «Разгрузка» на интервале накопления кинетического момента $|L_{\perp}(t)| \leq L^m$, где L^m — максимально допустимое значение кинетического момента, получится $\Phi_{12} = 0$: трансформируемая конструкция — в исходном состоянии.

При $|L_{12}(t)| > L^m$ можно записать:

$$\Phi_{12} = -\operatorname{sgn}[(L_{\perp})_{\chi}] = \operatorname{sgn}[L_1 \cos(u) + L_2 \sin(u)], \quad (19)$$

где χ — перпендикуляр к радиусу-вектору КА — Солнце r_s (рис. 2).

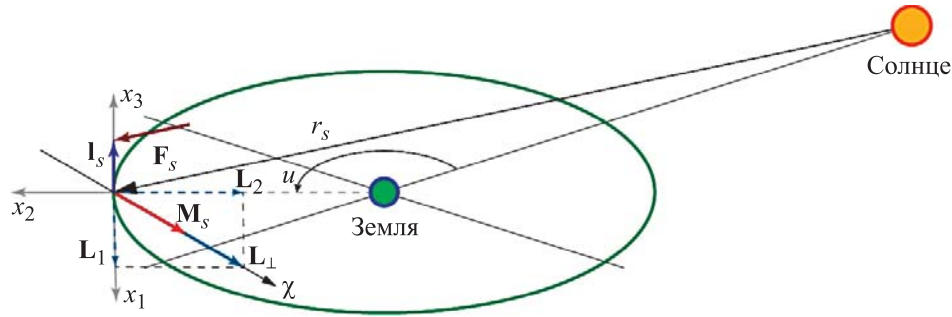


Рис. 2. Направление вектора $L_{\perp}$

Механизм трансформации формирует внешний момент разгрузки $M_{r\perp}^m$ так, что вектор $L_{\perp}$ в плоскости $0x_1x_2$ переходит из исходного положения $(L_{\perp})_u$ в конечное положение $|(L_{\perp})_k|$, расположенное в окрестности точки $\{+M_2/\omega_*, -M_1/\omega_*\}$. В конечном положении режим «Разгрузка» переключается на режим «Компенсация».

В режиме «Компенсация» механизм трансформации обнуляет амплитуду $M_{\perp}^m$ периодической составляющей внешнего момента и удерживает значения кинетического момента в окрестности точки $\{+M_2/\omega_*, -M_1/\omega_*\}$ путем формирования балансирующего момента разгрузки:

$$M_{r\perp} = M_{r\perp}^{\delta} \approx M_{\perp}^m. \quad (20)$$

Поскольку управляющий параметр можно изменять с определенной точностью, строгого равенства $M_{r\perp}^{\delta} \approx M_{\perp}^m$ добиться невозможно. В связи с этим принято, что механизм трансформации изменяет внешний момент дискретно. Тогда выражение (20) можно представить в следующем виде:

$$M_{r\perp}^{\delta} = \overline{M_{r\perp}^{\delta}} + \Delta M_{r\perp}^{\delta} \cdot \Phi_{12}(\sigma_{\Phi}), \quad (21)$$

где $\overline{M_{r\perp}^{\delta}} \approx M_{\perp}^m$ — среднее значение балансирующего момента; $\Delta M_{r\perp}^{\delta}$ — шаг изменения внешнего момента разгрузки; σ_{Φ} — управляющий сигнал функции разгрузки.

Образ закона управления $\Phi_{12}(\sigma_{\Phi})$ на плоскости $\{L_1, L_2\}$ представляет собой две окружности радиусами L_{α} (порог срабатывания) и L_h (порог отпускания).

Управляющий сигнал в таком случае определяется выражением

$$\sigma_{\Phi} = (M_2/\omega_* - L_1)^2 + (-M_1/\omega_* - L_2)^2. \quad (22)$$

Значение управляющей функции определяется условием

$$\Phi_{12} = \begin{cases} 0, & \sigma_{\Phi} \leq L_h, \\ \text{sgn}\left(\overline{M_{r\perp}^{\delta}}\right), & \sigma_{\Phi} \geq L_{\alpha}, \\ \Phi_{12}^{-0}, & L_h < \sigma_{\Phi} < L_{\alpha}. \end{cases} \quad (23)$$

Блок-схема разработанного алгоритма разгрузки показана на рис. 3.

Теперь разработанный алгоритм разгрузки ИИО трансформацией конструкции будет использован для конкретного примера КА на ГСО. Характеристики КА аналогичны приведенным в работе [1] и [15]. Для формирования управляющего момента разгрузки $M_{r\perp}^m$ механизм трансформации будет реализован таким образом, чтобы крылья СБ могли поворачиваться вокруг оси $\parallel 0x_3$ с угловой скоростью ω_* для поддержания постоянной ориентации СБ на Солнце и перемещаться вдоль этой оси, как показано на рис. 4.

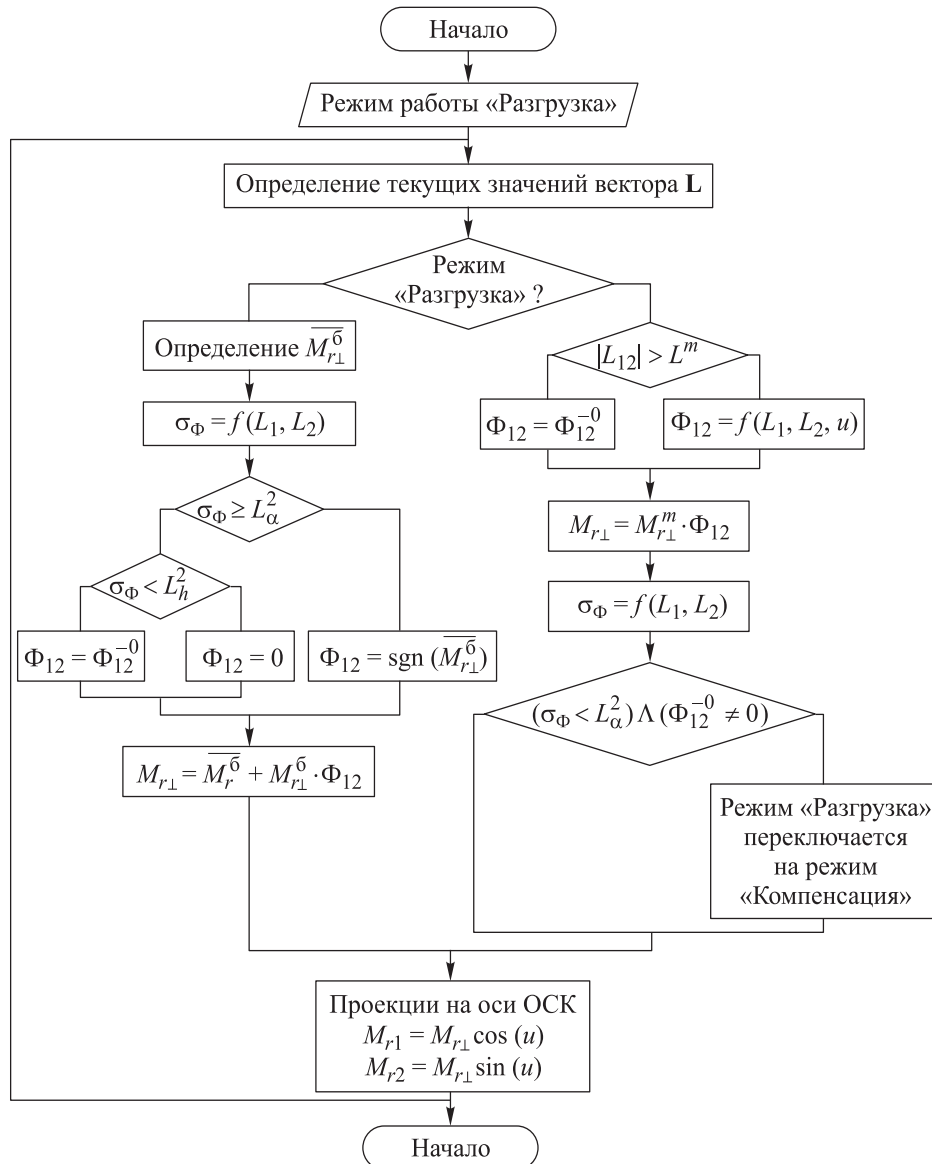


Рис. 3. Блок-схема алгоритма разгрузки ИИО трансформацией конструкции

Алгоритм разгрузки предусматривает реализацию ряда определенных конфигураций панелей СБ относительно осей ССК. Каждая из них обеспечивает необходимый для разгрузки ИИО момент сил солнечного давления. Надлежащее перестроение конфигураций осуществляет механизм трансформации, перемещающий крылья СБ на расстояние Δl_s от исходного положения. Таким образом, момент разгрузки будет определяться выражением

$$M_{r\perp}^m = F_s \cdot \Delta l_s, \quad (24)$$

где F_s — модуль равнодействующей сил солнечного давления.

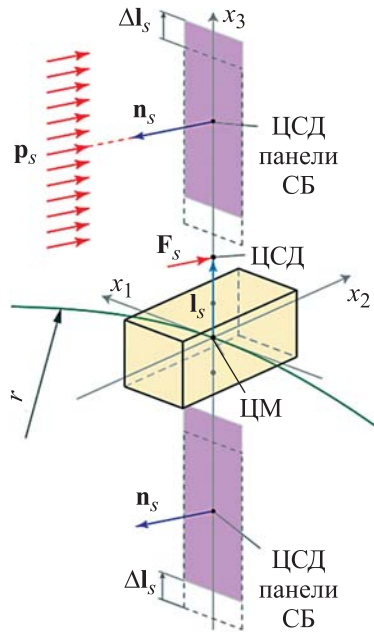


Рис. 4. Трансформация СБ вдоль оси $0x_3$

Моделирование процесса накопления и разгрузки кинетического момента ИИО. Рассмотрим динамику разгрузки ИИО КА методом адаптивной трансформации конструкции СБ. Для этого будет использоваться модель пространственного движения КА с учетом динамики стабилизации осей ССК относительно осей ОСК. Приведенная модель имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} 2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ (\omega - \omega_*); \\ \frac{d\mathbf{K}}{dt} = \mathbf{M}_b - M_{r\perp}^m \cdot \Phi_{12}(L_1, L_2) - \omega \times \mathbf{K} - \frac{d\mathbf{L}}{dt} - \omega \times \mathbf{L}; \\ \mathbf{L} = \sum_i L_i \mathbf{e}_i, \quad \frac{dL_i}{dt} = M_{ui} = M_i^m F_i(\sigma_i); \\ F_i(\sigma_i) = \frac{1}{2} \left\{ \text{sgn}(\sigma_i - \alpha_i + h_i F_i^{-0}) + \text{sgn}(\sigma_i + \alpha_i + h_i F_i^{-0}) \right\}; \\ F_i^{-0}(t) = F_i(t-0), \quad \sigma_i = \varphi_i + k\dot{\varphi}_i, \quad \varphi = \{\gamma, \psi, \vartheta\}, \quad \dot{\varphi}_i = d\varphi_i/dt; \\ \Phi_{12} = \Phi_{12}(L_1, L_2) \in \{+1, 0, -1\}, \quad i = 1, 2, 3, \end{array} \right. \quad (25)$$

где $F_i(\sigma_i)$ — релейная функция общего вида; F_i^{-0} — доопределение области гистерезиса (предыстория); α_i — зона нечувствительности; h_i — ширина петли гистерезиса; k_i — коэффициент усиления по скорости.

Численное моделирование выполнено в среде MATLAB/Simulink для следующих исходных данных:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_i = 0,01^\circ; \dot{\varphi}_i = 0; \\ \alpha = 0,1^\circ; h = 0,02^\circ; k = 182 \text{ с}; M_i^m = 0,05 \text{ Н} \cdot \text{м}; \\ L^m = 1 \text{ Н} \cdot \text{м/с}; L_\alpha = 0,15 \text{ Н} \cdot \text{м/с}; \\ L_h = 0,135 \text{ Н} \cdot \text{м/с}; (L_0)_i = 0,003 \text{ Н} \cdot \text{м/с}, \end{array} \right\} \quad (26)$$

где $(L_0)_i$ — начальные значения L_i .

Моделирование проводилось для случая, когда Земля находится в окрестности точки весеннего равноденствия. Результаты оценки составляющих внешнего момента для рассматриваемого интервала:

$$\begin{aligned} M_\perp^m &= 1,09 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}; \\ M_1 &= -3,85 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}; \\ M_2 &= -4,01 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}. \end{aligned} \quad (27)$$

Годограф кинетического момента $L_\perp(t)$ с участками разгрузки ИИО и компенсации представлен на рис. 5. Задан момент разгрузки $M_{r\perp}^m = 2,75 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}$. Для этапа компенсации периодической составляющей внешнего момента приняты следующие среднее значение балансирующего момента и шаг изменения внешнего момента разгрузки: $M_{r\perp}^6 = 8,79 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$; $\Delta M_{r\perp}^6 = 1,37 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$. Аналитические оценки траекторий $L_\perp(t)$ на рис. 5 обозначены пунктиром. Как хорошо видно, отклонения результатов численного моделирования от аналитических оценок малы и определяются параметрами динамических режимов стабилизации КА.

В режиме «Разгрузка» механизм трансформации обеспечил скручивание годографа $L_\perp(t)$ до момента попадания изображающей точки в окрестность точки $\{+M_2/\omega_*, -M_1/\omega_*\}$. В режиме «Компенсация» годограф $L_\perp(t)$ удерживается в области между окружностями с центром в точке $\{+M_2/\omega_*, -M_1/\omega_*\}$ и радиусами L_α и L_h из-за того, что $M_{r\perp}^6 \neq M_\perp^m$, $L_\perp(t)$ представляет собой не окружность радиусом $A(11)$, а спираль (16).

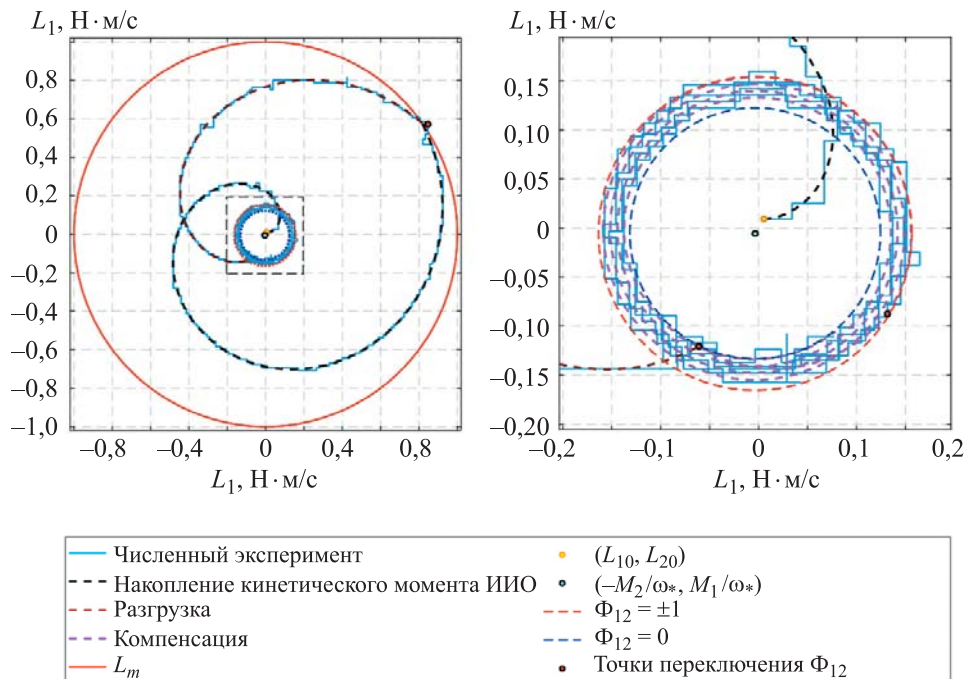


Рис. 5. Годограф кинетического момента $L_{\perp}(t)$ на отрезке траектории с участком разгрузки ИИО и компенсации

Анализ результатов моделирования системы (25) подтверждает справедливость оценочных аналитических решений и эффективность рассматриваемой системы адаптивной трансформации конструкции СБ.

Заключение. Показано, что стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата с управляемой трансформацией конструкции может быть реализована с помощью инерционных исполнительных органов без расхода рабочего тела на разгрузку кинетического момента, накапливающегося в результате взаимодействия с внешней средой. Для редуцированной модели рассматриваемой динамической системы получены аналитические решения, из которых следует, что гармоническая составляющая возмущающего момента вызывает резонансный рост амплитудных значений кинетических моментов ИИО каналов крена и курса, неотвратно приводя систему в состояние «насыщения». Разработанный алгоритм адаптивной трансформации конструкции КА обеспечивает разгрузку ИИО как в автономном канале тангажа, так и в гироскопически связанных между собой каналах крена и курса. В основу алгоритма легли полученные в работе аналитические соотношения. Работоспособность предлагаемого метода проиллюстрирована на примере геостационарного КА с управляемой конфигурацией панелей солнечных батарей, сохраняющих постоянную ориентацию на Солнце и, следовательно, обеспечивающих максимально возможную мощность.

По сравнению с альтернативными методами безрасходной разгрузки [3–10] предлагаемый метод имеет следующие преимущества:

– алгоритм трансформации адаптирует систему к внешним возмущающим моментам, реализуя после завершения сброса кинетического момента идентификацию внешнего возмущающего момента и его компенсацию за счет реализации определенной конфигурации конструкции;

– в процессе разгрузки ИИО режим орбитальной стабилизации не нарушается, обеспечивая требуемые условия для решения космическим аппаратом целевых задач.

К недостаткам можно отнести невозможность автономного управления компонентами вектора кинетического момента по крену и курсу без нарушения ориентации панелей СБ на Солнце в предложенном способе разгрузки ИИО (пример с геостационарным КА). Справедливость полученных в работе результатов подтверждена численным моделированием.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Симоньянц Р.П., Булавкин В.Н. Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата инерционными исполнительными органами с разгрузкой методом трансформации конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 5.
URL: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/dcpa/2359.html> (дата обращения: 18.05.2025).
- [2] Симоньянц Р.П. О разработке космического аппарата трансформируемой конструкции, оптимизирующей его свойства как объекта управления. *Сб. статей Междунар. конф. «Перспективные задачи инженерной науки»*. МИА. Москва, ИД «Мастер», 2022, с. 216–222.
- [3] Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Негодяев С.С., Рябченко В.Н., Синтез одноканальной системы разгрузки кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата. *Труды МФТИ*, 2012, т. 4, № 3, с. 189–204.
- [4] Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата с одновременной разгрузкой кинетического момента инерционных исполнительных органов. *Известия РАН. Сер. Теория и системы управления*, 2015, № 4, с. 124–131.
- [5] Богачев А.В., Воробьева Е.А., Зубов Н.Н. Управление ориентацией и разгрузка накопленного кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата на высокоэллиптической орбите. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 3 (18), с. 98–105.
- [6] Воробьева Е.А., Зубов Н.Е., Микрин Е.А. Безрасходная разгрузка накопленного кинетического момента инерционных исполнительных органов автономного космического аппарата на высокоэллиптической орбите. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 10. URL: <http://engjournal.ru/catalog/it/nav/1072.html> (дата обращения: 01.08.2025).
- [7] Johnson C.D., Skelton R.E. Optimal Desaturation of Momentum Exchange Control Systems. *AIAA Journal*, 1971, vol. 1, pp. 12 — 22.
- [8] Сомов Е.Е. Экономная разгрузка силового гироскопического комплекса системы ориентации спутника при широтно-импульсном управлении

- с запаздыванием. *Труды XII Всероссийского совещания по проблемам управления*. Москва, Изд-во ИПУ РАН, 2014, с. 3475 — 3488.
- [9] Игнатов А.И. Стабилизация режима солнечной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы. *Известия РАН. ТуСУ*, 2020, № 3, с. 164–176.
- [10] Игнатов А.И., Иванов Г.А., Коломиец Е.С., Мартыненко Е.В. Использование системы двигателей-маховиков при реализации режима солнечной ориентации космического аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 10.
URL: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arce/adb/2219.html> (дата обращения: 01.09.2025).
- [11] Russo A., Robb B., Soldini S., Paoletti P., McInnes C.R., Reveles J., Sugihara A.K., Bonardi S., Mori O. Mechanical design of Self-reconfiguring 4D-printed OrigamiSat: a New Concept for Solar Sailing. *Frontiers in Space Technologies*, 2022, vol. 3. URL: https://www.researchgate.net/publication/360998181_Mechanical_Design_of_Self-Reconfiguring_4D-Printed_OrigamiSats_A_New_Concept_for_Solar_Sailing (дата обращения: 01.09.2025).
- [12] Robb B., Russo A., Soldini S., Paoletti P., Reveles J., Baillet G., McInnes C.R. Integrated Attitude and Shape Control for OrigamiSats with Variable Surface Reflectivity. *Acta Astronautica*, 2023, vol. 211, pp. 393–404.
- [13] Gong H., Gong S. Design of foldable PCBSat enabling three-axis attitude control. *Acta Astronautica*, 2022, vol. 192, pp. 291–300.
- [14] Ковтун В.С., Платонов В.Н., Богачев А.В. Методика обеспечения полёта автоматических космических аппаратов «Ямал» синергетическим ресурсом рабочего тела электрореактивных двигателей. *Космическая техника и технологии*, 2023, № 4 (43), с. 128–143.
- [15] Севастьянов Н.Н. Создание математической модели внешних возмущающих моментов для режима «Прогноз» спутника связи «Ямал-200». *Вестник Том. гос. ун-та. Сер. Математика и механика*, 2013, № 4 (24), с. 88–98.

Статья поступила в редакцию 18.12.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Симоньянц Р.П., Булавкин В.Н. Алгоритм адаптивной трансформации конструкции космического аппарата, обеспечивающий экономичные режимы стабилизации в каналах крена и курса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 5. EDN VKJVOZ

Симоньянц Ростислав Петрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана, декан «Аэрокосмического факультета» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: управление ориентацией и стабилизация космических аппаратов. e-mail: rps@bmstu.ru

Булавкин Владимир Николаевич — аспирант кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер-конструктор АО «ВПК «НПО машиностроения». Область научных интересов: управление ориентацией и стабилизация космических аппаратов. e-mail: vpk@vpk.npomash.ru

Algorithm for Spacecraft Structure Adaptive Transformation Ensuring Energy-Efficient Stabilization Modes in Roll and Yaw Channels

© R.P. Simonyants¹, V.N. Bulavkin²

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

²MIC NPO Mashinostroyeniya, Reutov, 143960, Russian Federation

A spacecraft with a controlled design transformation is considered, providing a force interaction with the external environment, in which the unloading of the inertial executive devices in the orbital orientation stabilization system is carried out without the consumption of the working fluid. An algorithm for transforming the design is proposed that allows for the unloading of inertial executive devices and adaptive compensation of the disturbing moment, taking into account the gyroscopic interaction of the roll and yaw channels under resonance conditions. As an example, the problem of resetting the accumulated kinetic momentum in the roll and yaw channels of a geostationary spacecraft was solved by controlling the configuration of flat solar panels. Analytical solutions for the reduced dynamic model of motion were obtained, confirmed by numerical simulation.

Keywords: angular stabilization, orbital orientation, attitude control, stabilization, design transformation, non-consuming unloading, inertial executive devices

REFERENCES

- [1] Simonyants R.P., Bulavkin V.N. Stabilizatsiya orbitalnoy orientatsii kosmicheskogo apparata inertsionnymi ispolnitel'nymi organami s razgruzkoy metodom transformatsii konstruksii [Stabilization of spacecraft orbital attitude using inertial actuators with unloading by structural transformation]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 5. Available at: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/dcpa/2359.html> (accessed May 18, 2025).
- [2] Simonyants R.P. O razrabotke kosmicheskogo apparata transformiruemykh konstruksii, optimiziruyushey ego svoystva kak ob'ekta upravleniya [On the development of a spacecraft with a transformable structure optimizing its properties as a control object]. In: *Sbornik statey Mezhdunarodnoy konferentsii «Perspektivnye zadachi inzhenernoy nauki»* [Proceedings of the International Conference “Advanced Problems of Engineering Science”]. Moscow, ID “Master” Publ., 2022, pp. 216–222.
- [3] Zubov N.E., Mikrin E.A., Negodyaev S.S., Ryabchenko V.N. Sintez odnokanal'noy sistemy razgruzki kineticheskogo momenta inertsionnykh ispolnitel'nykh organov kosmicheskogo apparata [Synthesis of a single-channel system for unloading angular momentum of inertial actuators of a spacecraft]. *Trudy MFTI — Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology*, 2012, vol. 4, no. 3, pp. 189–204.
- [4] Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N. Stabilizatsiya orbital'noy orientatsii kosmicheskogo apparata s odnovremennoy razgruzkoy kineticheskogo momenta inertsionnykh ispolnitel'nykh organov [Stabilization of spacecraft orbital attitude with simultaneous unloading of angular momentum of inertial actuators]. *Izvestiya RAN. Seriya Teoriya i sistemy upravleniya — Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2015, no. 4, pp. 124–131.

- [5] Bogachev A.V., Vorobyova E.A., Zubov N.N. Upravlenie orientatsiy i razgruzka nakoplennoy kineticheskoy momenta inertsionnykh ispolnitelnykh organov kosmicheskogo apparata na vysokoellipticheskoy orbite [Attitude control and unloading of accumulated angular momentum of inertial actuators of a spacecraft in a highly elliptical orbit]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2017, no. 3 (18), pp. 98–105.
- [6] Vorob'eva E.A., Zubov N.E., Mikrin E.A. Bezraskhodnaya razgruzka nakoplennoy kineticheskoy momenta inertsionnykh ispolnitelnykh organov avtonomnogo kosmicheskogo apparata na vysokoellipticheskoy orbite [Fuel-free unloading of accumulated angular momentum of inertial actuators of an autonomous spacecraft in a highly elliptical orbit]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, iss. 10. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/it/nav/1072.html> (accessed August 1, 2025).
- [7] Johnson C.D., Skelton R.E. Optimal Desaturation of Momentum Exchange Control Systems. *AIAA Journal*, 1971, vol. 1, pp. 12–22.
- [8] Somov E.E. Ekonomnaya razgruzka silovogo giroskopicheskogo kompleksa sistemy orientatsii sputnika pri shirotno-impulsnom upravlenii s zapazdyvaniem [Efficient unloading of a spacecraft attitude control gyroscopic system under pulse-width control with delay]. In: *Trudy XII Vserossiyskogo soveshaniya po problemam upravleniya* [Proceedings of the 12th All-Russian Conference on Control Problems]. Moscow, IPU RAS Publ., 2014, pp. 3475–3488.
- [9] Ignatov A.I. Stabilizatsiya rezhima solnechnoy orientatsii iskusstvennogo sputnika Zemli bez nakopleniya kineticheskoy momenta girosistemy [Stabilization of solar orientation mode of an artificial Earth satellite without accumulation of gyrosystem angular momentum]. *Izvestiya RAN. Seriya Teoriya i sistemy upravleniya — Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2020, no. 3, pp. 164–176.
- [10] Ignatov A.I., Ivanov G.A., Kolomiets E.S., Martynenkova E.V. Ispol'zovanie sistemy dvigateley-makhovikov pri realizatsii rezhima solnechnoy orientatsii kosmicheskogo apparata [Use of reaction wheel system for implementing solar orientation mode of a spacecraft]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 10. Available at: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/adb/2219.html> (accessed September 1, 2025).
- [11] Russo A., Robb B., Soldini S., Paoletti P., McInnes C.R., Reveles J., Sugihara A.K., Bonardi S., Mori O. Mechanical design of self-reconfiguring 4D-printed OrigamiSat: a new concept for solar sailing. *Frontiers in Space Technologies*, 2022, vol. 3. Available at: https://www.researchgate.net/publication/360998181_Mechanical_Design_of_Self-Reconfiguring_4D-Printed_OrigamiSats_A_New_Concept_for_Solar_Sailing (accessed September 1, 2025).
- [12] Robb B., Russo A., Soldini S., Paoletti P., Reveles J., Baillet G., McInnes C.R. Integrated attitude and shape control for OrigamiSats with variable surface reflectivity. *Acta Astronautica*, 2023, vol. 211, pp. 393–404.
- [13] Gong H., Gong S. Design of foldable PCBSat enabling three-axis attitude control. *Acta Astronautica*, 2022, vol. 192, pp. 291–300.
- [14] Kovtun V.S., Platonov V.N., Bogachev A.V. Metodika obespecheniya poleta avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov «Yamal» sinergeticheskimi resursami rabochego tela elektroaktivnykh dvigateley [Methodology for ensuring flight of Yamal automated spacecraft using synergistic propellant resource of electric propulsion engines]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2023, no. 4 (43), pp. 128–143.

- [15] Sevastyanov N.N. Sozdanie matematicheskoy modeli vneshnikh vozmushchayushchikh momentov dlya rezhima «Prognoz» sputnika svyazi «Yamal-200» [Development of a mathematical model of external disturbing torques for the “Forecast” mode of the Yamal-200 communication satellite]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Ser. Matematika i mekhanika — Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*, 2013, no. 4 (24), pp. 88–98.

Simonyants R.P., Cand. Sc. (Engineering), Associate Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University, Dean of the Aerospace Faculty, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: spacecraft attitude control and stabilization. e-mail: rps@bmstu.ru

Bulavkin V.N., Postgraduate student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University, Design Engineer, MIC “NPO Mashinostroyeniya”. Research interests: spacecraft attitude control and stabilization. e-mail: vpk@vpk.npomash.ru