

Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата инерционными исполнительными органами с разгрузкой методом трансформации конструкции

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

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

²АО «ВПК «НПО машиностроения», Реутов, 143960, Российская Федерация

Представлен метод разгрузки инерционных исполнительных органов в системе стабилизации орбитальной ориентации космического аппарата без расхода массы рабочего тела, основанный на применении принципа адаптивной трансформации конструкции. Надлежащим изменением параметров объекта формируются внешние моменты, обеспечивающие сброс накапливаемого при стабилизации кинетического момента. Дан анализ чувствительности внешних моментов к вариациям параметров трансформируемой конструкции, на основе которого осуществляется выбор параметра влияния, реализующего наиболее эффективную разгрузку. Рассмотрен пример геостационарного космического аппарата, имеющего панели солнечных батарей с автономным приводом, что позволяет управлять конфигурацией конструкции, обеспечивая разгрузку моментами давления солнечного света без нарушения орбитальной ориентации. Для упрощенной модели динамики плоского движения по тангажу получены аналитические решения, подтвержденные моделированием.

Ключевые слова: система управления ориентацией космического аппарата, адаптивная трансформация конструкции, безрасходная разгрузка инерционных исполнительных органов

Введение. Рассматривается космический аппарат (КА), управление ориентацией которого осуществляется инерционными исполнительными органами (ИИО). Паряруя внешние возмущающие моменты, ИИО накапливают кинетический момент до предельного значения — насыщения.

Работоспособность системы обеспечивается путем разгрузки ИИО импульсом момента внешних сил, равным накопленному кинетическому моменту, но противоположным направленным. Обычно ИИО разгружают реактивными двигателями малых тяг, что порождает проблему запаса рабочего тела, которая обостряется с возрастанием полетного времени КА.

Применяют также специальные алгоритмы управления ориентацией КА относительно опорных осей координат, позволяющие либо существенно сократить расход рабочего тела, либо полностью его исключить. В ряде работ, например в [1–5], безрасходная разгрузка ИИО достигалась посредством гравитационных моментов в процессе углового маневрирования КА. Известны методы разгрузки ИИО без

расхода рабочего тела, в которых импульсы внешнего момента создаются путем использования устройств, взаимодействующих с окружающей средой и силовыми полями, например, аэродинамических рулей и магнитоприводов [6].

Разгрузка угловым маневрированием возможна лишь тогда, когда на рабочей орбите предусмотрены свободные от решения целевых задач участки полета. Необходимо также учитывать, что эффективность разгрузки моментами сил аэродинамики, гравитации и магнитного поля падает с увеличением высоты орбиты.

Таким образом, рассмотренные в [1–6] методы разгрузки ИИО без расхода массы рабочего тела не удастся практически реализовать во всех важных случаях. В то же время посредством надлежащего изменения параметров КА как объекта управления почти всегда можно обеспечить условия, необходимые для разгрузки ИИО.

Цель настоящей работы — показать, что режим безрасходной разгрузки ИИО может быть реализован с помощью принципа адаптивной трансформации конструкции КА [7] без нарушения режима орбитальной ориентации.

Математическая модель движения. Введем правые ортогональные системы координатных осей КА с началом в центре масс (ЦМ): связанную систему координат (ССК) $0x_1x_2x_3$, двигающуюся вместе с корпусом КА по орбите, и орбитальную систему координат (ОСК) $0x_1^*x_2^*x_3^*$, относительно которой рассматриваем движение ССК. Направим ось $0x_1^*$ по трансверсали, ось $0x_2^*$ — по радиусу-вектору, ось $0x_3^*$ — по бинормали.

Принимаем следующие условия: орбита круговая; проекции вектора угловой скорости ω на оси $0x_1x_2x_3$ измеряются идеальными датчиками. Система управления ориентацией КА построена по принципу корректируемой бесплатформенной инерциально-навигационной системы (БИНС). Угловое отклонение осей $0x_1x_2x_3$ от осей $0x_1^*x_2^*x_3^*$ задано кватернионом Λ , связанным с вектором угловой скорости кинематическим уравнением

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ (\omega - \omega_*), \quad (1)$$

где ω — текущее значение вектора абсолютной угловой скорости; ω_* — вектор угловой скорости орбитального движения ЦМ КА.

На основе измеряемых значений компонент $\{\omega_i\}$, $i = 1, 2, 3$, вектора ω и вычисляемых интегрированием (1) значений компонент Λ $\{\lambda_0, \lambda_i\}$, регулятор каждого i -го канала формирует управляющий сигнал σ_i и отвечающую ему команду управления F_i . Поступая

на ИИО, команда F_i реализует соответствующие изменения управляемого углового движения КА. При этом требуемое качество динамических режимов обеспечивается выбором настроек регулятора. В переходных режимах осуществляется приведение с заданной точностью ССК к ОСК, затем реализуется стационарный режим — удержание ССК в заданной окрестности осей ОСК (стабилизация).

Динамика угловых движений КА определяется наряду с настройками регулятора свойствами КА как объекта управления и характеристиками окружающей среды. Полагаем, что КА — твердое тело, инерционные свойства которого заданы недиагональным тензором инерции \mathbf{J} . Три ИИО обеспечивают автономное управление ориентацией КА по трем осям ССК. Суммарный вектор кинетического момента \mathbf{L} задан компонентами

$$\{\mathbf{L}_1, \mathbf{L}_2, \mathbf{L}_3\} = \{L_1\mathbf{e}_1, L_2\mathbf{e}_2, L_3\mathbf{e}_3\}, \quad (2)$$

где $\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3$ — единичные векторы осей $0x_1x_2x_3$.

Управляющие воздействия по каждой из осей, компоненты $\{M_{ui}\}$ вектора \mathbf{M}_u , создаются изменением кинетических моментов ИИО:

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

где M_i^m — модуль момента ИИО, $M_i^m > 0$; $F_i(\sigma_i)$ — управляющая функция (алгоритм управления), $|F_i| \leq 1$; σ_i — управляющий сигнал, формируемый как функция сигналов углового положения и угловой скорости.

Изменения величины L_i (2) ограничены условием

$$|L_i| \leq |L_i^m|, \quad i = 1, 2, 3, \quad (4)$$

где $|L_i^m|$ — максимально допустимое значение кинетического момента; когда в процессе управления L_i достигнет максимального значения (4), наступает «насыщение» ИИО, и тогда система переходит в режим разгрузки.

В уравнении (3) условно не учитывается трение на оси роторов ИИО, которое может существенно отразиться на динамике установившихся режимов стабилизации, а также на затратах энергии. Но поскольку трение создает внутренние моменты, на накопление кинетических моментов оно не влияет.

Динамические уравнения движения КА относительно центра масс можно записать на основе теоремы об изменении кинетического

момента. Применив ее к системе из КА и трех управляющих ИИО, получим

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{K}}{dt} &= \mathbf{M}_b - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} - \frac{d\mathbf{L}}{dt} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{L}, \\ \mathbf{L} &= \sum_i L_i \mathbf{e}_i, \quad \frac{dL_i}{dt} = M_{ui}, \quad i = 1, 2, 3, \end{aligned} \quad (5)$$

где \mathbf{K} — вектор кинетического момента КА без учета ИИО; \mathbf{M}_b — вектор внешнего момента; $(-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K})$, $(-\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{L})$ — гироскопические моменты корпуса КА и ИИО соответственно; $d\mathbf{L}/dt$ — крутящий момент ИИО, действующий и на конструкцию КА, и на ротор; \mathbf{L} — вектор кинетических моментов ИИО.

В (5) вектор $\mathbf{M}_u = \{M_{u1}\mathbf{e}_1, M_{u2}\mathbf{e}_2, M_{u3}\mathbf{e}_3\}$ — управляющий момент (внутренний), который, не изменяя общего кинетического момента системы $\mathbf{H} = \mathbf{K} + \mathbf{L}$, перераспределяет его между ИИО и корпусом КА. Изменяет \mathbf{H} только внешний момент \mathbf{M}_b , определяемый выражением

$$\mathbf{M}_b = \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_m + \mathbf{M}_s + \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_R, \quad (6)$$

$$\begin{cases} \mathbf{M}_g = 3\mu r^{-3} \mathbf{e}_r \times \mathbf{J} \cdot \mathbf{e}_r, \\ \mathbf{M}_m = \mathbf{P} \times \mathbf{B}, \\ \mathbf{M}_s = -\mathbf{I}_s \times \mathbf{F}_s, \\ \mathbf{M}_a = -\mathbf{I}_a \times \mathbf{F}_a, \\ \mathbf{M}_R = -\sum_v (\mathbf{I}_{Rv} \times \mathbf{F}_{Rv}). \end{cases}$$

Здесь $\{\mathbf{M}_g, \mathbf{M}_m, \mathbf{M}_s, \mathbf{M}_a, \mathbf{M}_R\}$ — слагаемые вектора \mathbf{M}_b соответственно от гравитации, магнитного взаимодействия, сил солнечного давления, аэродинамических и реактивных сил; μ — гравитационный параметр Земли; r — радиус-вектор из центра Земли в ЦМ КА; \mathbf{e}_r — единичный вектор местной вертикали; \mathbf{J} — тензор инерции; \mathbf{P} — вектор магнитного момента КА; \mathbf{B} — вектор индукции магнитного поля Земли; \mathbf{I}_s — радиус-вектор точки приложения силы давления \mathbf{F}_s относительно центра масс КА; \mathbf{F}_s — вектор результирующей сил солнечного давления на освещаемую поверхность КА; \mathbf{I}_a — радиус-вектор центра аэродинамического давления относительно центра масс КА; \mathbf{F}_a — вектор силы аэродинамического сопротивления; \mathbf{I}_{Rv} — радиус-вектор точки приложения вектора v -й реактивной силы \mathbf{F}_{Rv} относительно центра масс.

Оценка влияния параметров КА на внешние моменты. Векторы внешних моментов \mathbf{M}_b (6) способны выполнять роль как возмущения, так и управления. Они могут разрушать орбитальную ориентацию осей $0x_1x_2x_3$, вынуждая ИИО их парировать, накапливая кинетический момент и затрачивая энергию, но те же моменты допустимо использовать и для разгрузки ИИО.

Каждый из векторов \mathbf{M}_b функционально зависит от определенных параметров КА. Для рационального выбора ИИО и средств их разгрузки необходимо оценить степень влияния этих параметров на динамику системы «КА + ИИО» и на характер поведения функции $\mathbf{L}(t)$.

Задача анализа изменения величин $\{\mathbf{L}_1(t), \mathbf{L}_2(t), \mathbf{L}_3(t)\}$ упрощается, если в модель управляемого движения КА относительно ЦМ ввести допущение: в стационарном состоянии углы и угловые скорости отклонения осей x_1, x_2, x_3 от осей x_1^*, x_2^*, x_3^* столь малы, что ими можно пренебречь и свести рассмотрение к случаю идеальной стабилизации, когда с помощью ИИО оси ССК совмещены с осями ОСК. Это допущение вполне справедливо, так как корпус КА в установившемся режиме, совершая относительно ОСК малые колебания, практически полностью передает на ИИО сообщаемый ему внешними силовыми полями импульс возмущающего момента. Поэтому, пренебрегая малыми колебаниями осей $0x_1x_2x_3$ относительно $0x_1^*x_2^*x_3^*$ и малыми изменениями $\Delta\mathbf{L}(t)$, будем упрощенно рассматривать только регулярные изменения величин $\{\mathbf{L}_1(t), \mathbf{L}_2(t), \mathbf{L}_3(t)\}$.

Для того чтобы количественно оценить степень влияния параметров системы на величины (6), используем функции чувствительности

$$S_p^{M_b} = \partial M_b / \partial p, \quad (7)$$

где $\mathbf{M}_b \in \{\mathbf{M}_g, \mathbf{M}_m, \mathbf{M}_s, \dots\}$; p — параметр влияния.

Функции чувствительности (7) успешно применяют в проектных исследованиях динамических свойств конструкций КА. Например, в [8] их находили для выявления параметров, к изменению которых те или иные частота и форма колебаний конструкции наиболее чувствительны.

Гравитационный момент \mathbf{M}_g обусловлен градиентом центрального поля тяготения Земли, величина которого зависит от геометрии распределения масс КА относительно осей ССК и ориентации этих осей относительно ОСК. Поскольку оси $0x_1x_2x_3$ и $0x_1^*x_2^*x_3^*$ в режиме орби-

тальной ориентации по принятому выше условию совмещены, гравитационные моменты будут определяться только асимметрией распределения масс — недиагональными компонентами тензора инерции КА.

Действительно, при совмещении осей $0x_1x_2x_3$ с осями $0x_1^*x_2^*x_3^*$ кватернион $\Lambda = \lambda_0 + \lambda_1e_1 + \lambda_2e_2 + \lambda_3e_3$ принимает значение $\Lambda = \{1, 0, 0, 0\}$. Тогда проекции M_g на оси ССК $0x_1x_2x_3$ будут иметь вид

$$\begin{cases} M_{g1} = -3\mu r^{-3} J_{23}, \\ M_{g2} = 0, \\ M_{g3} = +3\mu r^{-3} J_{21}. \end{cases} \quad (8)$$

Как следует из (8), недиагональность тензора инерции КА порождает по каналам крена и тангажа постоянные гравитационные моменты, обусловленные асимметрией распределения масс относительно ССК. По курсу гравитационный момент равен нулю. Но если тензор инерции диагональный, то при совмещении $0x_1x_2x_3$ и $0x_1^*x_2^*x_3^*$ гравитационные моменты равны нулю по всем каналам.

Следовательно, изменением конфигурации конструкции КА, т. е. только перераспределением масс КА относительно осей $0x_1x_2x_3$, без изменения их ориентации относительно осей ОСК, можно варьировать величины гравитационных моментов и по модулю, и по направлению.

Гравитационные моменты (8) линейно зависят от произведений инерции J_{ij} , поэтому для оценки чувствительности M_{gi} к изменениям J_{ij} можно применить простые выражения:

$$\begin{aligned} S_{J_{23}}^{M_{g1}} &= \partial M_{g1} / \partial J_{23} = -3\mu r^{-3}, \\ S_{J_{21}}^{M_{g3}} &= \partial M_{g3} / \partial J_{21} = +3\mu r^{-3}. \end{aligned} \quad (9)$$

Из (8) следует, что коэффициент чувствительности зависит только от радиуса орбиты, и для круговых орбит будет определяться таким образом:

$$\left| S_{J_{23}}^{M_{g1}} \right| = \left| S_{J_{21}}^{M_{g3}} \right| = 3\mu r^{-3} = k_{gi} = \text{const}, \quad i = 1 \text{ и } 3. \quad (10)$$

Величина k_{gi} (10) численно равна гравитационному моменту при идеальной орбитальной ориентации КА и значении произведения инерции, равном единице. Например, в случае ГСО

$$k_{g3} = 3\mu r^{-3} \approx 1,6 \cdot 10^{-8} \text{ с}^{-2}, \quad J_{21} = 1 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad M_{g3} = 1,6 \cdot 10^{-8} \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Влияние асимметрии масс на гироскопические моменты.

В режиме орбитальной стабилизации КА действие гравитационных моментов дополняется гироскопическими моментами, обусловленными вращением ОСК. В (5) они представлены векторным произведением $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K}$. Вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ включает скорость $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ осей $0x_1x_2x_3$ относительно $0x_1^*x_2^*x_3^*$ и переносную скорость $\boldsymbol{\omega}_*$ осей $0x_1^*x_2^*x_3^*$ в их движении относительно инерциального пространства. Поскольку, согласно принятому выше допущению, в стационарном режиме управляемого движения $\tilde{\boldsymbol{\omega}} \rightarrow 0$, в редуцированной модели этой составляющей можно пренебречь. Тогда гироскопический момент корпуса КА в режиме орбитальной ориентации можно записать в виде

$$\mathbf{M}_{\mathbf{K}^*} = -\boldsymbol{\omega}_* \times \mathbf{K}_* = -\boldsymbol{\omega}_* \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_*. \quad (11)$$

В (11) гироскопический момент корпуса $\mathbf{M}_{\mathbf{K}^*} \neq 0$ только в том случае, если векторы $\boldsymbol{\omega}_*$ и \mathbf{K}_* не коллинеарные, что возможно лишь при недиагональном тензоре инерции \mathbf{J} , а при диагональном тензоре инерции $\mathbf{M}_{\mathbf{K}^*} = 0$.

Учитывая, что $\boldsymbol{\omega}_* = \sqrt{\mu r^{-3}}$, получаем из (11) и (8) аналитические выражения для гравитационного и гироскопического моментов КА как функции недиагональных компонент тензора инерции в режиме идеальной ориентации осей ССК относительно ОСК:

$$\begin{cases} \mathbf{M}_g = \{-3\mu r^{-3} J_{23} \mathbf{e}_1, 0 \mathbf{e}_2, +3\mu r^{-3} J_{21} \mathbf{e}_3\}, \\ \mathbf{M}_{\mathbf{K}^*} = \{-\mu r^{-3} J_{23} \mathbf{e}_1, +\mu r^{-3} J_{13} \mathbf{e}_2, 0 \mathbf{e}_3\}. \end{cases} \quad (12)$$

Для оценки влияния изменений недиагональных компонент тензора инерции на моменты силового воздействия на КА необходимо учитывать оба вектора (12), т. е. вектор $\mathbf{M}_g^* = \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_{\mathbf{K}^*}$:

$$\mathbf{M}_g^* = \{-4\mu r^{-3} J_{23} \mathbf{e}_1, +\mu r^{-3} J_{13} \mathbf{e}_2, +3\mu r^{-3} J_{21} \mathbf{e}_3\}. \quad (13)$$

Коэффициенты чувствительности k_i^* , $i=1, 2, 3$ вектора \mathbf{M}_g^* (13) к изменению недиагональных компонент тензора инерции определяются выражениями

$$\begin{cases} k_{g1}^* = \partial M_{g1}^* / \partial J_{23} = M_{g1}^* (J_{23})^{-1} = -4\mu r^{-3}, \\ k_{g2}^* = \partial M_{g2}^* / \partial J_{13} = M_{g2}^* (J_{13})^{-1} = +\mu r^{-3}, \\ k_{g3}^* = \partial M_{g3}^* / \partial J_{21} = M_{g3}^* (J_{21})^{-1} = +3\mu r^{-3}. \end{cases} \quad (14)$$

Как следует из (14), наибольшую чувствительность к изменению недиагональных компонент тензора инерции имеет момент \mathbf{M}_{g1}^* по крену. По курсу коэффициент чувствительности в несколько раз меньше, чем по крену и тангажу, а именно $k_1^*/k_2^* = 4$, $k_3^*/k_2^* = 3$.

Особенность гироскопического взаимодействия ИИО крена и курса. Пусть в качестве ИИО используются одноосные маховики, оси которых параллельны осям ССК. В стационарном режиме оси ССК совмещены с осями ОСК, а векторы $L_1\mathbf{e}_2$ и $L_2\mathbf{e}_1$ лежат в плоскости орбиты и вместе с осями ОСК вращаются вокруг Ox_3^* с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}_*$. Векторы $L_3\mathbf{e}_3$ и $\boldsymbol{\omega}_*$ — коллинеарные.

Гироскопический момент маховиков \mathbf{M}_{L^*} в режиме стабилизации орбитальной ориентации, если пренебречь малыми колебаниями осей ССК относительно ОСК, определяется векторным произведением

$$\mathbf{M}_{L^*} = \boldsymbol{\omega}_* \times \mathbf{L}, \quad (15)$$

$$\left(M_{L^*}\right)_1 = \omega_* L_2, \quad \left(M_{L^*}\right)_2 = -\omega_* L_1, \quad \left(M_{L^*}\right)_3 = 0. \quad (16)$$

Выражения (15), (16) указывают на такую важную особенность в работе системы, как силовое перекрестное взаимодействие между каналами крена и курса. Канал тангажа при этом сохраняет полную автономность.

Момент магнитного взаимодействия \mathbf{M}_m определяется величиной векторного произведения магнитного момента \mathbf{P} поля КА и вектора \mathbf{B} магнитной индукции поля Земли (6):

$$\mathbf{M}_m = \mathbf{P} \times \mathbf{B} = \left\{ (P_2 B_3 - P_3 B_2) \mathbf{e}_1, (P_3 B_1 - P_1 B_3) \mathbf{e}_2, (P_1 B_2 - P_2 B_1) \mathbf{e}_3 \right\}. \quad (17)$$

В общем случае \mathbf{P} представляют суммой магнитных моментов от токовых систем и от ферромагнитных материалов КА. Для приближенных расчетов ограничимся моделью источника магнитного поля КА в виде трех токовых контуров. Величину магнитного момента каждого из контуров зададим выражением

$$\mathbf{P}_i = I_i S_i w_i \mathbf{e}_i, \quad i = \overline{1, 3}, \quad (18)$$

где I_i — ток в контуре; S_i — охваченная контуром площадь; w_i — число витков.

Плоскость, в которой расположен контур, нормальна оси Ox_i ($i = 1, 2, 3$) ССК. Ток в плоскости S_i направлен так, что если посмотреть на конец e_i , то будет видно его движение против часовой стрелки.

Для оценки величины магнитной индукции поля Земли \mathbf{B} на орбите воспользуемся в (17) дипольной моделью [9]:

$$\mathbf{B} = B_{\vartheta_0} R^3 r^{-3} [-(\cos u \sin i_0) \mathbf{e}_1 + 2(\sin u \sin i_0) \mathbf{e}_2 - (\cos i_0) \mathbf{e}_3], \quad (19)$$

где B_{ϑ_0} — модуль вектора магнитной индукции у экватора ($B_{\vartheta_0} = 0,315 \text{ Гс} = 0,315 \cdot 10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{А}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$); R — радиус Земли; r — радиус-вектор ЦМ КА из центра Земли; u — аргумент широты; i_0 — угол наклона к плоскости магнитного экватора.

Реальная модель магнитного поля Земли при условии $rR^{-1} \geq 3$ сложнее дипольной (19), но в оценочных расчетах этими отклонениями будем пренебрегать.

Из (17) ясно, что в качестве параметра влияния следует рассматривать вектор \mathbf{P}_i и связанные с ним параметры токовых контуров I_i, S_i, w_i . Примем, что $\mathbf{P}_i \perp \mathbf{B}$, тогда

$$\frac{\partial M_m}{\partial P_i} \approx B. \quad (20)$$

Как следует из (20), значение магнитной индукции быстро убывает с ростом высоты орбиты. Меру убывания характеризует параметр $\eta = R^3 r^{-3}$. Например, на орбите высотой 400 км $\eta \approx 0,883$ — эффективность разгрузки снижается мало, следовательно, ее применение целесообразно, в то время как на ГСО $\eta \approx 0,003431$, следовательно, эффективность магнитной разгрузки падает в 257 раз.

Для орбит с малым наклоном $i_0 \rightarrow 0$ магнитная разгрузка ИИО в канале тангажа невозможна, так как векторы $M_{m3} \mathbf{e}_3$ и \mathbf{B} коллинеарные. Из-за существенной зависимости вектора \mathbf{B} от u и i_0 разгрузка ИИО магнитным моментом возможна не на всех участках траектории.

Момент сил солнечного давления. Давление солнечного излучения p_s распределено по освещаемой поверхности S . Вектор результирующей силы \mathbf{F}_s приложен в центре солнечного давления (ЦСД).

Положение ЦСД относительно центра масс (ЦМ) задается радиусом-вектором \mathbf{I}_s . Для оценки момента сил солнечного давления \mathbf{M}_s используем модель

$$\begin{cases} \mathbf{M}_s = -\mathbf{I}_s \times \mathbf{F}_s; \\ |\mathbf{F}_s| = p_s S (1 + \varepsilon), \end{cases} \quad (21)$$

где p_s — давление солнечного света на среднем расстоянии R_0 от центра Солнца до орбиты Земли вокруг Солнца; S — характеристическая площадь освещаемой Солнцем поверхности КА; ε — коэффициент отражения поверхности КА (от $\varepsilon \approx 0$ для черной до $\varepsilon \approx 1$ для зеркальной). Согласно [11], принимаем $p_s = 4,56 \cdot 10^{-6}$ Н/м². Межгодовая амплитуда изменения давления солнечного света составляет $4 \cdot 10^{-9}$ Н/м² [12], поэтому ее не будем учитывать.

Условно полагая в (21) $\varepsilon = \text{const}$, можно выделить два параметра влияния: \mathbf{I}_s и S . Их значения определяются с учетом компоновочной схемы КА и схемы ориентации конструкции КА в полете. Радиус-вектор \mathbf{I}_s зависит от положения как ЦСД, так и ЦМ. Площадь облучаемой поверхности S определяется не только габаритными размерами, но и ее ориентацией, поэтому величину S наделяют свойствами вектора, направление которого задают углом ξ между нормалью к поверхности S и направлением на Солнце. При более детальном исследовании в число параметров влияния следует включить и ε . Для оценочного анализа можно представить (21) в упрощенном виде:

$$M_s = p_s S l_s (1 + \varepsilon) \cos \xi. \quad (22)$$

Если ввести зависящий от свойств конструкции КА комбинированный параметр влияния $S l_s$, то чувствительность момента \mathbf{M}_s к его вариациям будет определяться выражением

$$\frac{\partial M_s}{\partial (S l_s)} = p_s (1 + \varepsilon) \cos \xi.$$

Положение Солнца в ОСК зависит от суточного вращения ОСК и от годового движения Земли. Годовое движение относительно Солнца вносит особенности, которыми в рассматриваемой задаче без ущерба качеству можно пренебречь. Суточное изменение M_{s3} — периодическая функция аргумента широты u . Его амплитудное значение отвечает положению, при котором $\mathbf{I}_s \perp \mathbf{F}_s$. Возмущающий момент можно записать в виде

$$M_{b3}(u) = M_{s3}^m \sin(u + u_0) + M_{T3}. \quad (23)$$

Первое слагаемое в (23) — периодическая по времени функция, ее период $T = 2\pi\omega_*^{-1}$, амплитуда определяется максимальным значением момента сил солнечного давления; u_0 — сдвиг фаз относительно радиуса-вектора Земля–Солнце; M_{T3} — составляющая, обусловленная действием прочих сил (помимо сил солнечного давления).

Аэродинамический момент M_a . На движущийся в разреженной атмосфере КА действуют распределенные по обтекаемой поверхности силы аэродинамического сопротивления. Их равнодействующая Q приложена в центре аэродинамического давления (ЦАД). Относительно ЦМ положение ЦАД задается радиусом-вектором I_a . Для оценки M_a имеем упрощенную модель

$$\begin{cases} \mathbf{M}_a = -\mathbf{I}_a \times \mathbf{Q}; \\ |Q| = qS_m c_x, \quad q = 0,5\rho V^2, \quad V^2 = \mu r^{-1}, \end{cases} \quad (24)$$

где q — скоростной напор; S_m — площадь миделевого сечения; c_x — коэффициент лобового сопротивления; ρ — плотность атмосферы, V — скорость движения ЦМ.

Условно зададим $c_x \approx 1$ и выделим в (24) два параметра влияния: I_a и S_m . Введем комбинированный параметр влияния $(S_m I_a)$. Тогда для оценки чувствительности аэродинамического момента получим

$$\frac{\partial M_a}{\partial (S_m I_a)} \approx q c_x. \quad (25)$$

Как следует из (25), основное влияние на аэродинамический момент оказывает скоростной напор q . С увеличением высоты орбиты момент резко падает [13]. На высоких орбитах его влияние пренебрежимо мало. Например, на высоте круговой орбиты 1500 км величина $q c_x$ в 170 000 раз меньше, чем на орбите высотой 400 км. Применять аэродинамический момент для разгрузки ИИО в этих условиях нереально.

Адаптивная трансформация конструкции КА. Рассмотренные в [1–6] методы разгрузки, как отмечалось выше, имеют существенно ограниченный диапазон их применения. Альтернативой им могут служить методы, основанные на принципе адаптивной трансформации конструкции (АТК).

Идею параметрического управления движением с применением АТК впервые предложил в 1960-е годы академик В.Н. Челомей и применил ее к ЛА при движении в атмосфере (управление ЦМ в полете). В 1970-е годы академик Б.Н. Петров [14] исследовал подобную задачу.

Применение принципа адаптивной трансформации конструкции в рассматриваемой задаче стабилизации орбитальной ориентации с помощью ИИО позволяет обеспечить рациональное силовое взаимодействие КА с окружающей средой. Проведенный выше анализ помогает установить зависимость моментов \mathbf{M}_b от параметров влияния p , определяющих свойства КА как объекта управления. При этом параметры $S_p^{M_b} = \partial M_b / \partial p$ позволяют корректно выбрать наиболее эффективный способ разгрузки ИИО.

Для успешной реализации принципа АТК на этапе проектирования КА необходимо предусмотреть возможность целенаправленно изменять геометрию внешних поверхностей и масс КА, которые могут быть использованы в целях управления. При этом проектируемые механизмы трансформации и алгоритмы управления должны обеспечить такие изменения тензора инерции и такие смещения ЦМ, ЦАД и ЦСД, которые порождают внешние моменты, существенно превышающие сумму всех внешних возмущающих моментов.

Из проведенного выше анализа следует, что систему разгрузки ИИО КА с применением АТК необходимо наделить следующими функциями:

- определение текущего значения кинетического момента \mathbf{L} ИИО;
- оценка величины внешнего возмущающего момента \mathbf{M}_b ;
- реализация таких геометрических и динамических условий трансформации конструкции, которые обеспечат необходимые моменты разгрузки ИИО.

Величину внешнего возмущающего момента в системе управления ориентацией с ИИО можно непрерывно наблюдать при измерении кинетических моментов \mathbf{L} на фиксированных интервалах времени. Переменный возмущающий момент усредняется на интервале наблюдения $[t_{k+1} - t_k]$, $k = \overline{1, n}$, например, по тангажу

$$\overline{M_{b_3}} \approx (t_{k+1} - t_k)^{-1} \int_{t_k}^{t_{k+1}} M_{b_3}(t) dt = \frac{L_{k+1} - L_k}{(t_{k+1} - t_k)}. \quad (26)$$

Рассмотрим концепцию алгоритма разгрузки ИИО на примере канала тангажа. Введем в рассмотрение трехпозиционную релейную функцию разгрузки $\Phi_3(L_3)$, формируемую на основе текущей информации о значении кинетического момента $L_3(t)$ (в случае одноосных маховиков — на основании измерений тахометра). В соответствии с (5) запишем

$$\begin{cases} J_3 \frac{d^2\vartheta}{dt^2} = \sum M_{b3}(t) + M_{b3}^p \Phi_3(L_3) + \frac{dL_3}{dt}, \\ \frac{dL_3}{dt} = -M_3^m F_3(\sigma_3), \end{cases} \quad (27)$$

где J_3 — момент инерции КА в канале тангажа; $\sum M_{b3}$ — сумма внешних возмущающих моментов без учета момента M_{b3}^p ; M_{b3}^p — модуль внешнего момента разгрузки ИИО, формируемый надлежащей трансформацией конструкции КА; M_3^m — модуль момента ИИО; $F_3(\sigma_3)$ — управляющая функция ориентации и стабилизации КА (σ_3 — управляющий сигнал — комбинация сигналов датчиков угла ϑ и угловой скорости $\dot{\vartheta}$).

Логику алгоритма разгрузки ИИО зададим следующим образом. Если в текущий момент времени $|L_3(t)| \leq L_3^m$, то в системе (27) $\Phi_3 = 0$ и реализуется номинальный режим стабилизации, ИИО парирует внешние возмущающие моменты $\sum M_{b3}$, накапливая кинетический момент $L_3(t)$; трансформируемая конструкция находится в исходном состоянии. Если $|L_3(t)| > L_3^m$ и $\text{sgn}(L_3) = +1$, то $\Phi_3(L_3)$ принимает значение -1 , переводя систему в режим разгрузки ИИО: включаются механизмы трансформации, изменяя управляющий параметр и формируя внешний момент разгрузки ($-M_{b3}^p$). Если $|L_3(t)| > L_3^m$ и $\text{sgn}(L_3) = -1$, то по команде $\Phi_3 = +1$ производится такое изменение конфигурации конструкции, при котором устанавливается момент $+M_{b3}^p$ и осуществляется сброс $L_3(t)$, аналогично случаю с $\Phi_3 = -1$. При этом в системе сохраняется неизменный режим стабилизации орбитальной ориентации КА, что в этих условиях приводит к регулярному снижению модуля кинетического момента $|L_3(t)| \rightarrow 0$ до его полного обнуления, пока $\Phi_3(L_3)$ не примет значение $\Phi_3 = 0$. Таким образом, разгрузка ИИО завершена.

Механизмы трансформации. Конструкцию КА представим в виде совокупности элементов, часть которых может перемещаться. Подвижные и неподвижные элементы связаны узлами регулирования, позволяя целенаправленно изменять геометрические, инерционные и центровочные характеристики. Главный элемент конструкции КА — центральный блок, содержащий аппаратуру и оборудование для выполнения целевых задач и служебных функций.

Основные режимы работы целевого и служебного оборудования требуют определенной ориентации центрального блока. Поэтому на нем построим ССК, поместив начало в расчетный ЦМ для исходной конфигурации конструкции. При этом должны быть минимизированы все внешние возмущающие моменты, действующие на КА. На основе анализа чувствительности внешних моментов к изменениям параметров конструкции, допускающих вариации в требуемых пределах, выявляются параметры влияния и механизмы эффективного управления ими. Определяются экстремальные значения создаваемых ими внешних моментов, используемых в качестве моментов разгрузки.

Трансформация геометрии масс. Для управления тензором инерции ЛА и положением его ЦМ могут быть использованы, например, штанги, аналогичные тем, что широко применяют в системах гравитационной стабилизации. Один из концов штанги крепится к корпусу КА, а на другом — закрепляется груз. Длины штанг регулируются. В работе [15] рассмотрен пример такого КА с присоединенной к нему конструкцией штангового механизма трансформации по тангажу, представляющего собой систему из четырех штанг с грузами на концах и автономными приводами. Штанги закреплены ортогонально друг к другу и повернуты под углом $\pi/4$ к осям ССК. Управление тензором инерции и положением ЦМ в ССК осуществляется за счет управления положением грузов относительно осей ССК. Перемещение грузов обеспечивают приводы, управляющие длиной штанг. Показано, что такой штанговый механизм с грузами, суммарная масса которых не превышает 0,5 % массы КА, способен привести тензор инерции к диагональному виду, компенсировав асимметрию масс.

Трансформация облучаемой Солнцем поверхности. Для разгрузки ИИО в случаях КА на ГСО можно использовать давление солнечного излучения при наличии на борту КА внешних подвижных поверхностей, положением которых относительно ССК можно управлять автономным приводом. Такими поверхностями, в частности, могут быть специальные солнечные рули и панели солнечных батарей (СБ).

Вопрос разгрузки ИИО с применением управляемых СБ рассмотрен, например, в [16] для спутника связи на ГСО «Ямал». В этой работе разгрузка маховиков реализуется реактивными двигателями малых тяг и за счет трансформации конструкции КА управлением положения двух крыльев СБ относительно направления на Солнце. Необходимый момент сил солнечного давления $M_S(t)$ в [16] обеспечивается по каналу курса отклонением крыльев в разные стороны на определенный угол вокруг осей крыльев $\parallel 0x_3$ (эффект «пропеллера»). Такое управление приводит к потере части электроэнергии, для компенсации которой необходимо увеличить площади и массы СБ.

Однако, как следует из (21), величина $M_S(t)$ существенно зависит не только от площади и ориентации панелей СБ относительно Солнца, но и от радиуса-вектора \mathbf{l}_s из ЦМ в ЦСД. Надлежащими конструктивными мерами можно обеспечить высокую чувствительность $\partial M_S / \partial l_s$ и организовать такое управление параметром \mathbf{l}_s , которое позволит значительно расширить возможности системы разгрузки ИИО силами солнечного давления \mathbf{F}_S . Исследуем этот вопрос на конкретном примере.

Разгрузка ИИО трансформацией конструкции СБ. Рассмотрим стабилизацию орбитальной ориентации КА на ГСО по каналу тангажа. Условимся, что характеристики аппарата аналогичны приведенным в [17]. Принципиальное отличие — механизм трансформации, позволяющий обеспечивать более широкие возможности изменения конфигурации СБ. В частности, крылья СБ могут поворачиваться не только вокруг оси $\parallel 0x_3$, как в [17], но и вокруг оси $\parallel 0x_2$, как показано на рис. 1. При этом ориентация на Солнце рабочей поверхности СБ сохраняется постоянной.

Ориентацию СБ на Солнце обеспечивает механизм автономного привода, непрерывно поворачивая крылья СБ с угловой скоростью ω_* . Поскольку ось $0x_2$ ССК ориентируется по радиусу-вектору ЦМ КА \mathbf{r} , оси $0x_1$ и $0x_3$ вращаются в плоскости орбиты, изменяя свою ориентацию относительно вектора \mathbf{p}_s с периодом $T^* = 2\pi/\omega_*$. В результате изменяется конфигурация конструкции: крылья СБ регулярно меняют свое положение относительно центрального корпуса КА, что приводит к периодическому изменению тензора инерции КА. Периодически меняется и геометрия облучаемой Солнцем поверхности.

Оценку величины суммарного возмущающего момента по каналу тангажа в функции аргумента широты u дает (23).

Коэффициенты в (23) оценим с учетом (22) и данных из работы [17]: $S_{СБ} = 35 \text{ м}^2$; проекции площади КА на плоскость $0x_2x_3$ составляет 4 м^2 , на $0x_1x_3$ — 3 м^2 ; угол $\xi = 0$; $l_s = 0,1 \text{ м}$; $\varepsilon = 0,5$ для СБ и $\varepsilon = 0,95$ для корпуса КА. Для этих условий получим

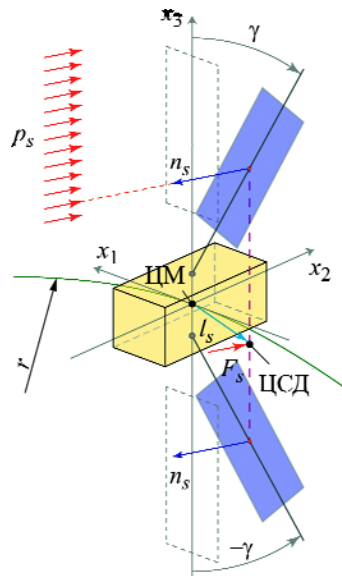


Рис. 1. Трансформация солнечных батарей в плоскости $0x_1x_3$: n_s — нормаль к поверхности СБ

$$M_{T3} \approx 0,2 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}, \quad M_{s3} \approx -2,8 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}. \quad (28)$$

Запишем возмущающий момент M_{b3} в функции текущего времени:

$$M_{b3}(t) = M_{s3}^m \sin(\omega_* t + u_0) + M_{T3}, \quad (29)$$

где $\omega_* = 7,272 \cdot 10^{-5}$ рад/с, а значения M_{T3} и M_{s3} даны в (28). Характер изменения кинетического момента $L_3(t)$ оценим интегралом от функции (29):

$$L_3(t) = \int M_{b3}(t) dt = \frac{M_{s3}^m}{\omega_*} \sin(\omega_* t + u_0) + M_{T3}t + L_{30}. \quad (30)$$

Для реализации режима разгрузки ИИО методом трансформации конструкции установим крылья СБ, как показано на рис. 1, повернув их на угол γ в плоскости $0x_1x_3$ в противоположных направлениях. При этом ЦСД относительно ЦМ существенно сместится. Вектор \mathbf{I}_s принимает значение, которое легко определяется из геометрических построений.

Зависимость $M_{s3}^p(\gamma)$ приближенно можно представить в виде

$$\begin{aligned} M_{s3}^p(\gamma) &= \pm m_{s3}^p \sin \gamma, \\ m_{s3}^p &\approx \pm 2l_s F_{s_{CB3}}(1 + \varepsilon). \end{aligned} \quad (31)$$

Здесь m_{s3}^p — модуль момента разгрузки; l_s — расстояние от ЦМ КА до ЦСД; $F_{s_{CB3}}$ — модуль силы солнечного давления одного крыла СБ; γ — угол поворота крыла в плоскости $0x_1x_3$.

Максимальный момент $M_{s3}^p = m_{s3}^p$ реализуется при $\gamma = \pi/2$. Для рассматриваемого примера [17] $l_s \approx 7$ м, $\max M_{s3}^p = 1,673 \cdot 10^{-3}$ Н·м. Однако максимальную чувствительность (31) к угловой трансформации СБ имеем при малых значениях γ :

$$\frac{\partial M_{s3}^p}{\partial \gamma} \approx \pm m_{s3}^p \cos \gamma, \quad \max \frac{\partial M_{s3}^p}{\partial \gamma} \text{ при } \gamma \rightarrow 0. \quad (32)$$

Условие (32) дает основание управление процессом разгрузки организовать в режиме малых углов γ , вблизи от исходного положения крыльев СБ, где разгрузка наиболее эффективна. Очевидно, что механизм трансформации конструкции позволяет эффективно парировать действие постоянного или медленно меняющегося возмущающего момента.

Моделирование. Процессы накопления и разгрузки кинетического момента ИИО в канале тангажа аналитически рассмотрены в упрощенной постановке в предположении, что стабилизация орбитальной ориентации реализуется идеально и оси ССК точно совмещаются с ОСК. Но в реальной системе оси ССК совершают относительно ОСК конечные движения, динамика которых определяется не только свойствами КА как объекта управления, но и свойствами системы управления ориентацией.

Справедливость принятой идеализации и полученных на ее основе результатов подтвердим цифровым моделированием динамики системы, используя более полную модель движения. Откажемся от некоторых из ранее принятых допущений и ограничений. В частности, дополнив уравнения (27) алгоритмами управления ориентацией $F_3(\sigma_3)$ и разгрузки $\Phi_3(L_3)$, оценим влияние возникающих при этом динамических процессов на аналитически полученные результаты.

Рассмотрим алгоритм управления ориентацией $F_3(\sigma_3)$, имеющий вид релейной функции общего вида от управляющего сигнала σ_3 . Функция характеризуется зоной нечувствительности α_3 и шириной петли гистерезиса h_3 . При этом управляющий сигнал $\sigma = \sigma(\vartheta, \dot{\vartheta})$ формируется линейно, на основе измерений линейных датчиков угла ϑ и угловой скорости $\dot{\vartheta}$. Рассматриваемая модель движения КА в плоскости тангажа с указанными дополнениями принимает вид

$$\left\{ \begin{array}{l} J_3 \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} = M_{b3}(t) + M_{b3}^p \Phi_3(L_3) + \frac{dL_3}{dt}, \\ M_{b3}(t) = M_{s3}^m \sin(\omega_* t + u_0) + M_{T3}, \\ M_{b3}^p = m_{s3}^p \sin \gamma, \quad \frac{dL_3}{dt} = -M_3^m F_3(\sigma_3), \\ F_3(\sigma_3) = \frac{1}{2} \left\{ \operatorname{sgn}(\sigma_3 - \alpha_3 + h_3 F_3^{-0}) + \operatorname{sgn}(\sigma_3 + \alpha_3 + h_3 F_3^{-0}) \right\}, \\ F_3^{-0}(t) = F_3(t-0), \quad \sigma_3 = \vartheta + k \dot{\vartheta}, \quad \dot{\vartheta} = d\vartheta/dt, \\ \Phi_3 = \Phi_3(L_3, L_3^p) \in \{+1, 0, -1\}, \end{array} \right. \quad (33)$$

где $F \in \{+1, 0, -1\}$ — значения функции $F_3(\sigma_3)$; F_3^{-0} — доопределение петли гистерезиса (предыстория); $\Phi_3(L_3, L_3^p) \in \{+1, 0, -1\}$ — алгоритм разгрузки; внешний возмущающий момент $M_{b3}(t)$ задан выражением (29).

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

$$\left\{ \begin{array}{l} J_3 = 1,2 \cdot 10^3 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; \quad L_3^p = 0,8 \text{ Н} \cdot \text{мс}; \quad L_{30} = 0,3 \text{ Н} \cdot \text{мс}; \\ m_{s3}^p = 1,6758 \cdot 10^{-3} \text{ Н} \cdot \text{м}; \quad M_{T3} \approx 0,2 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}; \quad M_{s3}^m \approx -2,8 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{м}; \\ |\alpha_3| = 0,1^\circ; \quad h = 0,02^\circ; \quad k = 13 \text{ с}; \quad u_0 = \pi/6; \end{array} \right. \quad (34)$$

Анализ результатов моделирования. Фрагмент осциллограммы кинетического момента $L_3(t)$ представлен на отрезке времени $t \in (4,2 \cdot 10^{-5} \dots 4,3 \cdot 10^{-5} \text{ с})$, включающем участок разгрузки ИИО (рис. 2).

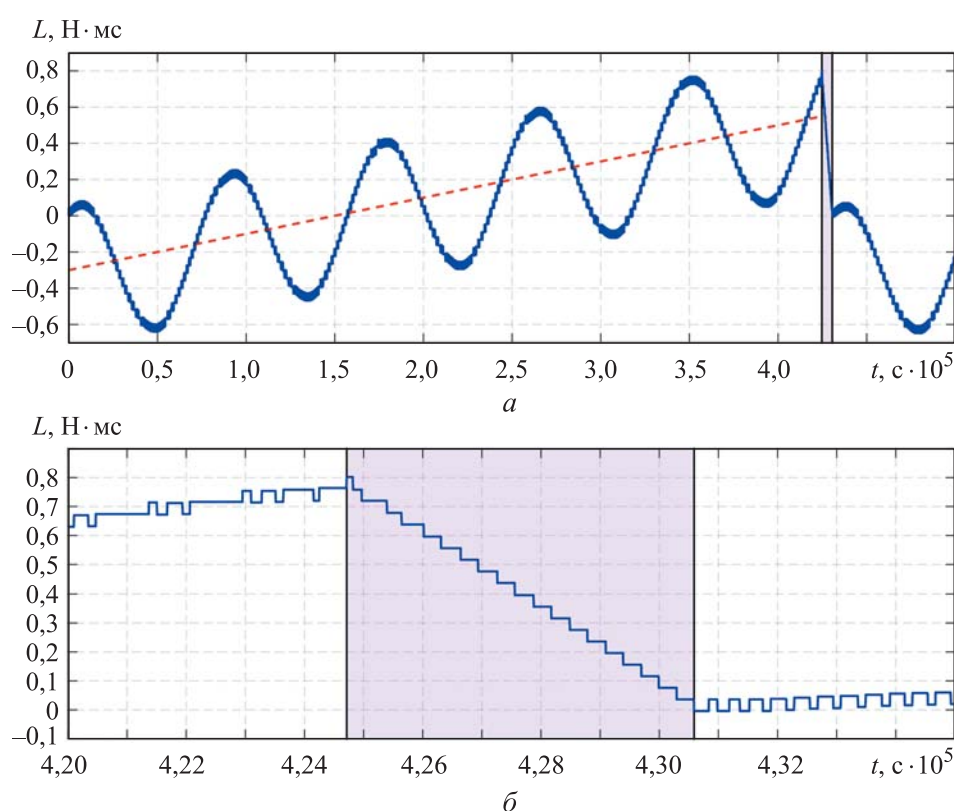


Рис. 2. Изменение кинетического момента $L_3(t)$ на отрезке траектории с участком разгрузки ИИО (на розовом фоне)

Полученная моделированием зависимость $L_3(t)$, как хорошо видно на рис. 2, имеет характер сложной функции, в которой, исключая участок разгрузки, можно выделить три составляющие:

1) осредненную линейную по t функцию $\overline{L_{3T}}(t)$ (пунктирная линия красного цвета);

- 2) гармоническую функцию $L_{s3}(t)$ ($T^* = 2\pi/\omega^*$);
- 3) функцию режима угловой стабилизации $\Delta L_{3C}(t)$.

Первая составляющая обусловлена действием момента M_{T3} ; вторая — действием гармонической составляющей момента сил солнечного давления $M_{s3}(t)$; третья — движением осей ССК относительно ОСК в режиме активной угловой стабилизации.

Наклон линейной составляющей $\overline{L_{3T}/\partial t} \approx 0,2 \cdot 10^{-5}$ Н·м соответствует аналитической оценке при $M_{T3} = \text{const}$: $L_{3T}/\partial t \approx M_{T3}$. Гармоническая составляющая зависимости $L_3(t)$ на интервале времени, не содержащем участка разгрузки ИИО, в среднем хорошо совпадает с функцией (30). Для сравнения на рис. 3 приведены две зависимости $L_3(t)$, которые были получены для условий (34) моделированием (линия синего цвета) и аналитически (линия красного цвета).

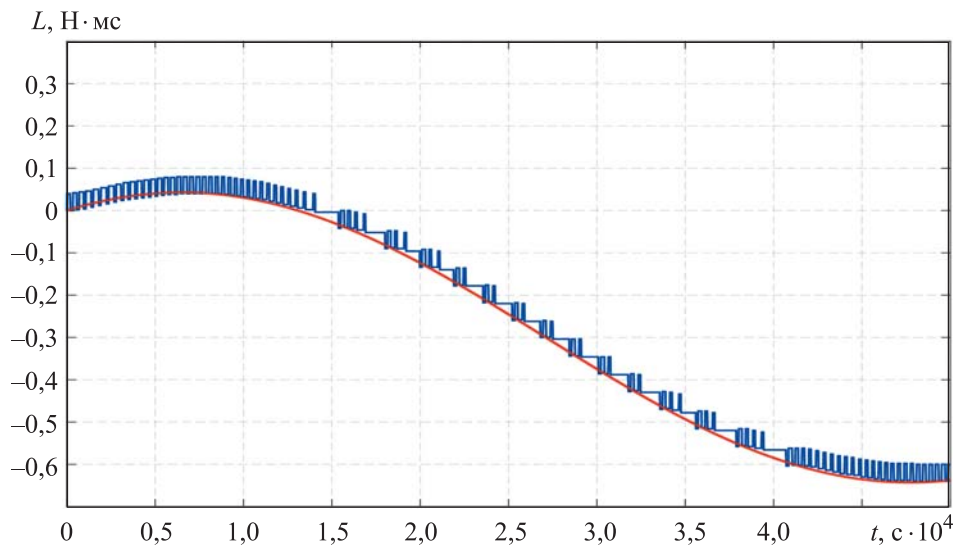


Рис. 3. Кинетический момент ИИО $L_3(t)$ по результатам численного моделирования (—) и аналитического расчета (—)

Как видно на приведенных рисунках, отклонения результатов моделирования от аналитических оценок определяются параметрами динамических режимов стабилизации. Для заданных настроек релейного регулятора $\{\alpha, h, k\}$ в системе устанавливается режим стабилизации, близкий к автоколебаниям. Результаты моделирования процесса стабилизации при малых значениях внешнего возмущающего момента представлены на рис. 4.

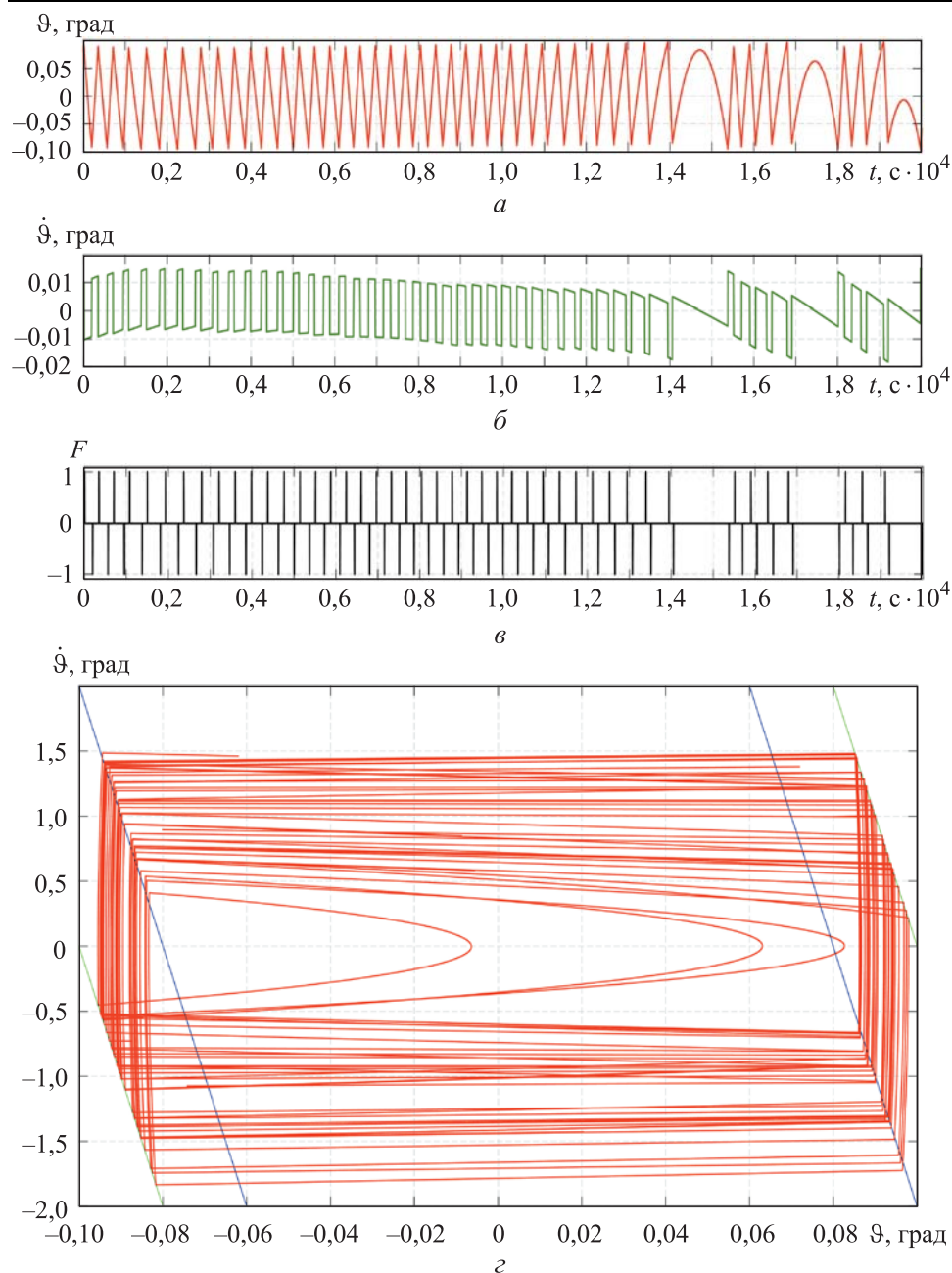


Рис. 4. Осциллограммы изменения функций в процессе угловой стабилизации КА:
 a — $\vartheta(t)$; $б$ — $\dot{\vartheta}(t)$; $в$ — $F_3(t)$; $г$ — фазовая траектория

Если внешний момент меняется достаточно медленно и принято допущение, что на определенном интервале времени $M_{3b} = \text{const}$, то параметры режима стабилизации можно оценивать аналитически. Например, в установившемся режиме амплитуда автоколебаний

по углу ϑ^* и по угловой скорости $\dot{\vartheta}^* = (d\vartheta/dt)^*$ не превышают величин: $\max \vartheta^* \approx \alpha$ и $\max \dot{\vartheta}^* \approx h/2k$ соответственно, что следует из геометрического анализа фазового портрета (рис. 4, з).

Очевидно, что с повышением точности, т. е. при $\alpha \rightarrow \alpha_{\min}$, $h \rightarrow h_{\min}$ и $k \rightarrow k_{\max}$, где $\{\alpha_{\min}, h_{\min}, k_{\max}\}$ — предельно допустимые значения параметров регулятора, величины $\{\vartheta^*, \dot{\vartheta}^*\}$ минимизируются. При этом минимальными будут и отклонения функции $L_3(t)$ от $\overline{L_{3T}(t)}$, а кривые на рис. 3, полученные моделированием, практически сольются с аналитическими кривыми.

Анализ динамических процессов в режиме разгрузки ИИО по результатам моделирования системы (33) подтверждает справедливость оценочных результатов, полученных на основе аналитических решений. Рассматриваемая система адаптивной трансформации конструкции СБ эффективна. Поворот крыльев СБ на угол $\gamma \approx 10^\circ$ обеспечивает разгрузку ИИО за время не более 1,7 ч. При этом ориентация ССК относительно ОСК поддерживается с необходимой точностью.

Заключение. Аналитическими расчетами и моделированием показано, что предлагаемый метод разгрузки инерционными исполнительными органами в задаче стабилизации орбитальной ориентации КА без расхода топлива, основанный на принципе адаптивной трансформации конструкции, работоспособен. Эффективность метода продемонстрирована на примере стабилизации по каналу тангажа геостационарного КА с управляемой конфигурацией конструкции панелей солнечных батарей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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. 198–204.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-10-1072>

- [5] Johnson C.D., Skelton R.E. Optimal Desaturation of Momentum Exchange Control Systems. *AIAA Journal*, 1971, vol. 1, pp. 12–22.
- [6] 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.
- [7] Симоньянц Р.П. О разработке космического аппарата трансформируемой конструкции, оптимизирующей его свойства как объекта управления. *Сб. статей Междунар. конф. «Перспективные задачи инженерной науки»*. Москва, ИД «Мастер», 2022, с. 216–222.
- [8] Бацева О.Д., Дмитриев С.Н. Учет высших тонов колебаний при вычислении чувствительности собственных форм колебаний к вариациям параметров механической системы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-7-1785>
- [9] Бихман Р.И., Шереметьевский Н.Н. Электромагнитная система сброса кинетического момента для искусственных спутников Земли, ориентированных в орбитальной системе координат. *Избранные проблемы прикладной механики*. Москва, Наука, 1974, с. 133–143.
- [10] Макарова Е.А., Харитонов А.В., Казачевская Т.В. *Поток солнечного излучения*. Москва, Наука, 1991, 400 с.
- [11] *World Radiation Center*. URL: <http://www.pmodwrc.ch> (дата обращения: 06.09.2023).
- [12] Федоров В.М. Синодическая вариация в межгодовой изменчивости солнечной постоянной. [Электронный ресурс] *Солнечная радиация и климат Земли*. URL: <http://www.solar-climate.com> (дата обращения: 06.09.2023).
- [13] ГОСТ 25645.101–83. *Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли*. Москва, Изд-во стандартов, 1984, 172 с.
- [14] Петров Б.Н., Агеев Ж.С., Викторов Б.В., Уколов И.С. Управление углом атаки космического аппарата посредством изменения центровки. *Космические исследования*, 1970, т. 8, вып. 6, с. 855–861.
- [15] Симоньянц Р.П., Алехин Н.А., Тарасов В.А. Управляемый тензор инерции космического аппарата трансформируемой конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-7-2095>
- [16] Латынцев С.В., Меус С.В., Овчинников А.В., Бабанов А.А. Оценка эффективности алгоритма управления приводом солнечных батарей космического аппарата с целью создания моментов для разгрузки электромеханического исполнительного органа СОС. *Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов. Сб. тр. Четвёртой Всерос. конф. Таруса, 8–11 сентября 2014, ИКИ РАН*. Москва, ИКИ РАН, 2015, с. 348–352.
- [17] 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 16.04.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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.

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

Spacecraft orbital orientation stabilization by the inertial executive devices using unloading by the structure transformation method

© R.P. Simonyants¹, V.N. Bulavkin²

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

²JSC “MIC “NPO Mashinostroyeniya”, Reutov, 143960, Russian Federation

The paper presents a method of unloading the inertial executive bodies in the spacecraft orbital orientation stabilization system without consuming the working fluid mass. It is based on application of the structure adaptive transformation principle. The properly changed object parameters form the external moments providing release of the kinetic moment accumulated during stabilization. An analysis of the external moment's sensitivity to variations in the transformed structure parameters is provided creating a basis to select the influence parameter that realizes the most effective unloading. The paper considers an example of a geostationary spacecraft equipped with solar panels with the autonomous drive making it possible to control the structure configuration and ensure unloading by the solar light pressure moments without violating the orbital orientation. For a simplified model of the plane pitch motion dynamics, analytical solutions were obtained, they were confirmed by simulation.

Keywords: spacecraft orientation control system, structure adaptive transformation, waste-free unloading of the inertial executive bodies

REFERENCES

- [1] Zubov N.E., Mikrin E.A., Negodyayev C.C., Ryabchenko V.N. Sintez odnokanalnoy sistemy razgruzki kineticheskogo momenta inertsionnykh ispolnitelnykh organov kosmicheskogo apparata [Synthesis of single-channel system unloading kinetic moment of inertia in the executive bodies of a spacecraft]. *Trudy MFTI — Proceedings of MIPT*, 2012, vol. 4, no. 3, pp. 198–204.
- [2] Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N. Stabilizatsiya orbitalnoy orientatsii kosmicheskogo apparata s odnovremennoy razgruzkoy kineticheskogo momenta inertsionnykh ispolnitelnykh organov [Stabilization of the spacecraft's orbital orientation with simultaneous unloading of the kinetic momentum of inertial executive devices]. *Izvestiya RAN. Ser. Teoriya i sistemy upravleniya — Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2015, no. 4, pp. 124–131.
- [3] Bogachev A.V., Vorobyova E.A., Zubov N.N. Upravlenie orientatsiei i razgruzka nakoplennoy kineticheskogo momenta inertsionnykh ispolnitelnykh organov kosmicheskogo apparata na vysokoellipticheskoy orbite [Orientation control and unloading of the accumulated kinetic momentum of the spacecraft inertial executive devices in a highly elliptical orbit]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2017, no. 3 (18), pp. 98–105.
- [4] Vorobyova E.A., Zubov N.E., Mikrin E.A. Bezraskhodnaya razgruzka nakoplennoy kineticheskogo momenta inertsionnykh ispolnitelnykh organov avtonomnogo kosmicheskogo apparata na vysokoellipticheskoy orbite [Desaturation method for accumulated actuator momentum of the spacecraft on high-elliptic orbit without fuel consumption]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, iss. 10.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-10-1072>

- [5] Johnson C.D., Skelton R.E. Optimal Desaturation of Momentum Exchange Control Systems. *AIAA Journal*, 1971, vol. 1, pp. 12–22.
- [6] Somov E.E. Ekonomnaya razgruzka silovogo giroskopicheskogo kompleksa sistemy orientatsii sputnika pri shirotno-impulsnom upravlenii s zapazdyvaniem [Economical unloading of the power gyroscopic system of the satellite orientation system with the pulse-width delayed control]. In: *Trudy XII Vserossiyskogo soveshchaniya po problemam upravleniya* [Proceedings of the XII All-Russian Conference on the control problems]. Moscow, IPU RAN Publ., 2014, pp. 3475–3488.
- [7] Simonyants R.P. O razrabotke kosmicheskogo apparata transformiruemy konstruktsii, optimiziruyushchey ego svoystva kak obyekt upravleniya [On the development of a spacecraft transformable design that optimizes its properties as a control object]. In: *Sb. statey Mezhdunar. konf. "Perspektivnye zadachi inzhenernoy nauki"* [Collection of articles of the International Conference "Promising tasks of the engineering science"]. Moscow, ID "Master" Publ., 2022, pp. 216–222.
- [8] Batseva O.D., Dmitriev S.N. Uchet vysshikh tonov kolebaniy pri vychislenii chuvstvitelnosti sobstvennykh form kolebaniy k variatsiyam parametrov mekhanicheskoy sistemy [Accounting the highest tones of oscillations when calculating the sensitivity of modes of their own to variations in the parameters of a mechanical system]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 7.
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2018-7-1785>
- [9] Bikhman R.I., Sheremetyevsky N.N. Elektromagnitnaya sistema sbrosa kineticheskogo momenta dlya iskusstvennykh sputnikov Zemli, orientirovannykh v orbitalnoy sisteme koordinat [Electromagnetic kinetic momentum unloading system for artificial Earth satellites oriented in the orbital coordinate system]. In: *Izbrannye problemy prikladnoy mekhaniki* [Selected problems of applied mechanics]. Moscow, Nauka Publ., 1974, pp. 133–143.
- [10] Makarova E.A., Kharitonov A.V., Kazachevskaya T.V. *Potok solnechnogo izlucheniya* [Solar radiation flux]. Moscow, Nauka Publ., 1991, 400 p.
- [11] *World Radiation Center*. Available at: <http://www.pmodwrc.ch> (accessed September 6, 2023).
- [12] Fedorov V.M. Sinodicheskaya variatsiya v mezhgodovoy izmenchivosti solnechnoy postoyannoy [Synodic fluctuations in the interannual variability of the solar constant]. *Solnechnaya radiatsiya i klimat Zemli — Solar radiation and climate of the Earth*. Available at: <http://www.solar-climate.com> (accessed September 6, 2023).
- [13] GOST 25645.101–83. *Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model plotnosti dlya proektnykh ballisticheskikh raschetov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Earth upper atmosphere. Density model for project ballistic computations of artificial Earth satellites]. Moscow, Standartov Publ., 1984, 172 pp.
- [14] Petrov B.N., Ageev J.S., Viktorov B.V., Ukolov I.S. Upravlenie uglom ataki kosmicheskogo apparata posredstvom izmeneniya tsentrovki [Control of the spacecraft angle of attack by means of the alignment alteration]. *Kosmicheskoe issledovaniya — Cosmic Research*, 1970, vol. 8, no. 6, pp. 855–861.
- [15] Simonyants R.P., Alekhin N.A., Tarasov V.A. Upravlyaemyi tenzor inertsii kosmicheskogo apparata transformiruemy konstruktsii [Controlled inertia tensor of a transformable spacecraft]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 7.
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-7-2095>
- [16] Latyntsev S.V., Meus S.V., Ovchinnikov A.V., Babanov A.A. Otsenka effektivnosti algoritma upravleniya privodom solnechnykh batarey kosmicheskogo

apparata s tselyu sozdaniya momentov dlya razgruzki elektromekhanicheskogo ispolnitelnogo organa SOS [Evaluation of the effectiveness of the algorithm for controlling the drive of spacecraft solar panels in order to create moments for unloading the electromechanical executive devices of the orbit stabilization system]. *Sovremennye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov*. In: *Sb. tr. Chetvertoy Vseross. konf., Tarusa, 8–11 sentyabrya 2014, IKI RAN* [Modern problems of spacecraft orientation and navigation. Collection of works of the Fourth All-Russian Conference, Tarusa, September 8–11, 2014, IKI RAS]. Moscow, IKI RAN Publ., 2015, pp. 348–352.

- [17] Sevastyanov N.N. Sozdanie matematicheskoy modeli vneshnikh vozmushchayushchikh momentov dlya rezhima “Prognoz” sputnika svyazi Yamal-200 [Creation of a mathematical model of external disturbing moments for the “Forecast” regime of the Yamal-200 communication satellite]. *Vestnik Tomskogo Gosudarstvennogo Universiteta. Matematika i Mekhanika*, 2013, no. 4 (24), pp. 88–98.

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

Bulavkin V.N., Postgraduate, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University; Design Engineer, JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”. Scientific interests: spacecraft orientation control and stabilization. e-mail: vpk@vpk.npomash.ru