

Сомов С.Е., Бутырин С.А., Макаров В.П., Сомова Т.Е.

ДОЛГОВРЕМЕННАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ СПУТНИКА С НЕСИММЕТРИЧНОЙ УПРУГОЙ КОНСТРУКЦИЕЙ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

Введение

Рассматривается космический аппарат (КА) с несимметричной упругой конструкцией на геостационарной орбите (ГСО), в частности геостационарный информационный спутник (связи, метеорологии) с крупногабаритными упругими конструктивными элементами – антеннами, рефлекторами и панелями солнечных батарей (СБ) (рис. 1) либо космический робот с несимметрично распределенной упругой полезной нагрузкой.

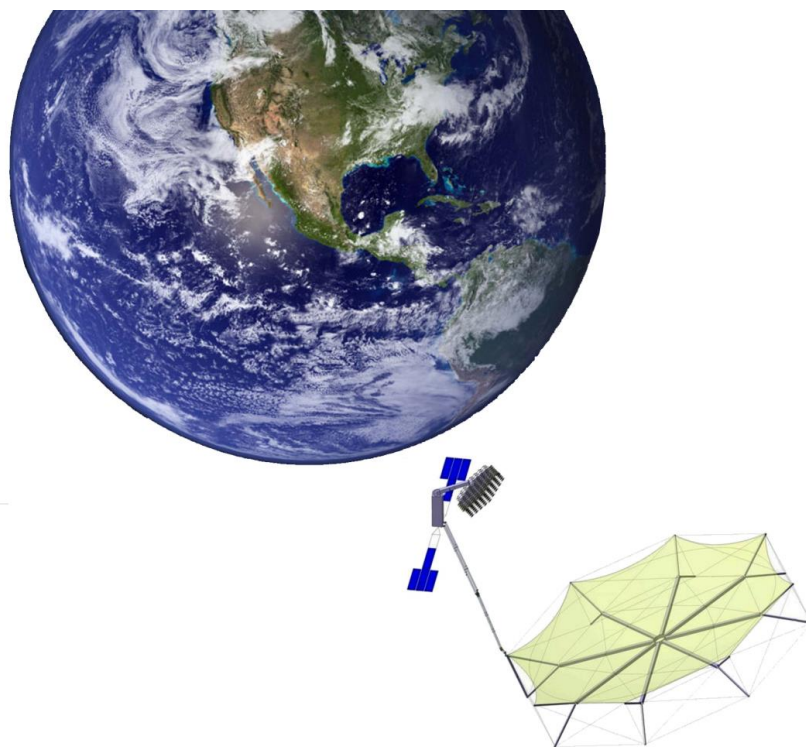


Рис. 1. Схема спутника с крупногабаритной антенной

В процессе движения такого КА с длительным сроком активного существования (САС) нормаль к плоскости панелей СБ направлена на Солнце, изменяются тензор инерции и масса КА за счет расхода топлива для удержания его на ГСО. В системе управления движением (СУД) спутника применяются бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) с коррекцией сигналами от звездных датчиков и аппаратуры спутниковой навигации, кластер электромеханических исполнительных

органов (ЭМИО) в виде двигателей-маховиков (ДМ) либо гиродинов (ГД), а также двигательная установка (ДУ) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги реактивных двигателей (РД), которая используется также для разгрузки кластера ЭМИО от накопленного кинетического момента (КМ). Несимметричность конструкции КА приводит к существенному темпу накопления импульса возмущающего момента из-за влияния сил солнечного давления (ССД),

что создает проблемы разгрузки кластера ЭМИО от накопленного КМ и удержания КА на ГСО при длительном САС. Указанные проблемы управления движением КА изучаются [1], в том числе с выполнением экспериментов в космических условиях [2]. Если принять конструкцию КА в виде твердого тела, то при стандартных обозначениях модель динамики его движения имеет известный вид [3]:

$$m \dot{\mathbf{v}} - \mathbf{L} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega}) = \mathbf{R}; \quad \mathbf{L} \times \dot{\mathbf{v}} + \dot{\mathbf{K}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M},$$

где m – масса КА; \mathbf{v} – вектор скорости его поступательного движения, $\dot{\mathbf{v}} = \dot{\mathbf{v}}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}$, где $(\cdot)^*$ – символ локальной производной по времени; $\mathbf{L} = m \boldsymbol{\rho}_c$ – вектор статического момента; вектор $\boldsymbol{\rho}_c$ представляет расположение центра масс C КА в связанной с ним системе координат (ССК) $Oxyz$ с началом в полюсе O ; $\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$ – вектор КМ корпуса КА, \mathbf{R} и \mathbf{M} – главные векторы внешних сил и моментов, представленные в полюсе O ССК. Физически эти векторы формируются в отношении центра масс C , что учитывается при расчете векторов \mathbf{R} и \mathbf{M} относительно полюса O . С другой стороны, в силу технологических условий установки РД на корпусе КА ось действия суммарной тяги ДУ не проходит точно через полюс O и при коррекции орбитального движения КА возникает возмущающий момент ДУ. При этом СУД обеспечивает стабилизацию требуемого углового движения спутника и в кластере ЭМИО с вектором КМ \mathbf{H} происходит накопление вектора суммарного КМ $\mathbf{G} = \mathbf{K} + \mathbf{H}$ механической системы, обусловленного всеми видами внешних возмущающих моментов.

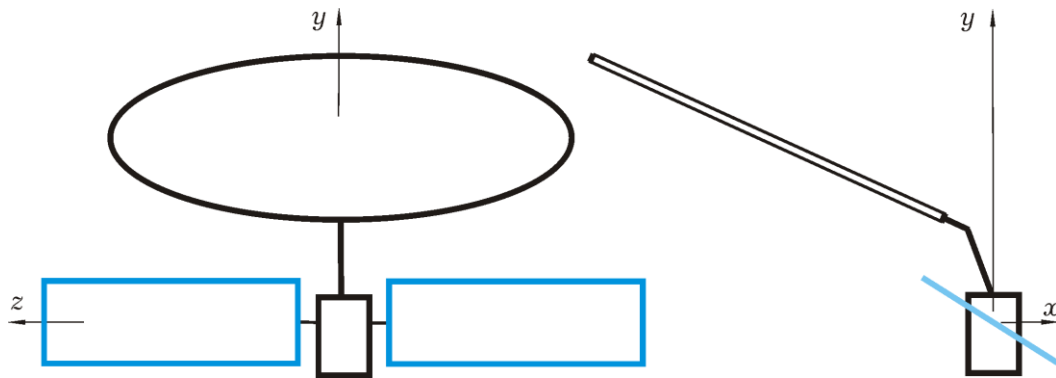


Рис. 2. Схема геостационарного спутника с несимметричной конструкцией
 Одновременное создание внешних сил и моментов с помощью РД является

актуальной проблемой управления движением информационных спутников [4], для ее решения разработаны алгоритмы управления ДУ на основе восьми РД с ШИМ тяги [5,6]. Алгоритмы фильтрации измерений, полетной юстировки и калибровки подсистемы определения ориентации в составе БИНС описаны в [7-9]. В статье представляются подходы к исследованию первоочередных задач: 1) анализ потребной области вариации КМ кластера ЭМИО для компенсации влияния ССД; 2) синтез цифрового управления кластером ЭМИО; 3) анализ динамики СУД в режиме угловой стабилизации при решении целевых задач.

1. Математические модели

Вводятся инерциальная (ИСК), связанная (ССК) $Oxyz$ и орбитальная (ОСК) $Ox^o y^o z^o$ системы координат с началом в полюсе O , который совпадает с номинальным положением центра масс C КА. Положение ССК относительно ИСК определяется кватернионом Λ , относительно ОСК – вектором-столбцом $\phi = \{\phi_1, \phi_2, \phi_3\}$, который составлен из углов рыскания $\phi_1 = \psi$, крена $\phi_2 = \varphi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$ в последовательности 132 при индексах осей $i = 1, 2, 3$. Применяются обозначения $[\cdot]$ – строка, $\{\cdot\}$ – столбец, $(\cdot)^t$ – символ транспонирования, $[\mathbf{a}\times]$ – кососимметричная матрица на основе вектора \mathbf{a} .

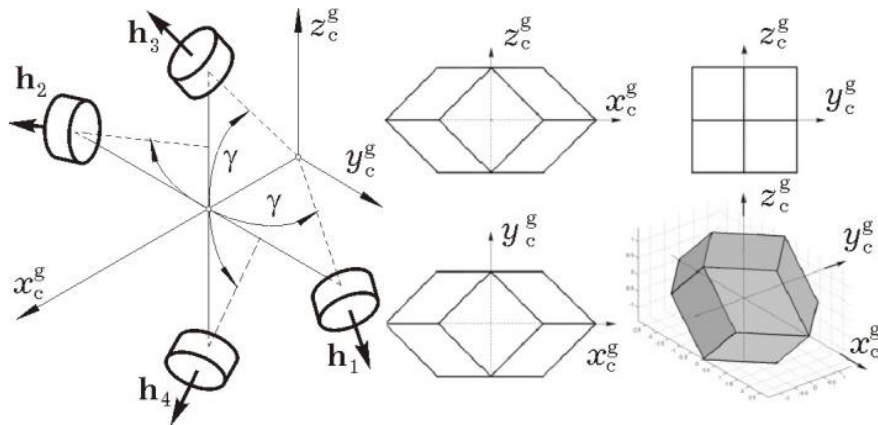


Рис. 3. Схема GE кластера ДМ

Схема геостационарного информационного спутника с несимметричной конструкцией представлена на рис.2, а схемы минимально-избыточных кластеров ЭМИО на основе ДМ и ГД с областями вариации их нормированного КМ – на рис. 3 и рис. 4 соответственно. Кинематические уравнение для кватерниона Λ имеет вид $\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2$. Если $\Lambda^p(t)$ и $\omega^p(t)$ представляют закон наведения КА в ИСК, то кватернион погрешности $\mathbf{E}(t) \equiv (\mathbf{e}_0(t), \mathbf{e}(t)) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda(t)$, угловые погрешности представляются столбцом $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} = 2\mathbf{e}_0\mathbf{e}$ и ортогональной матрицей $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3\mathbf{e}_0 + [\mathbf{e}\times]$, а вектор погрешности стабилизации скорости $\delta\omega(t) = \{\delta\omega_i\} = \omega(t) - \mathbf{C}^e\omega^p(t)$.

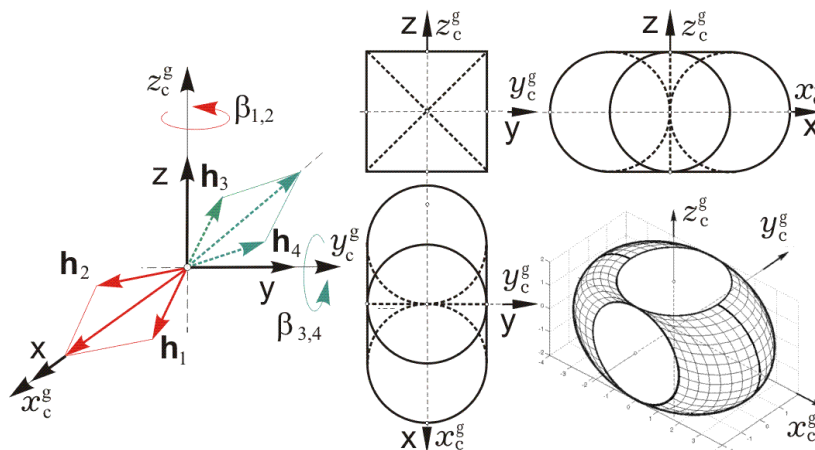


Рис. 4. Схема 2-SPE кластера ГД

В ССК оси вращения четырех ДМ в составе кластера по схеме *General Electric (GE)* располагаются на поверхности конуса с углом полураствора γ (рис. 3). Столбцы $\mathbf{H} = \{\mathbf{H}_i\}$ и $\mathbf{h} = \{\mathbf{h}_p\}$, $\mathbf{h}_p = J_r\Omega_p$, $p = 1 \div 4$ представляют векторы КМ кластера ДМ и отдельных четырех ДМ, которые связаны соотношением $\mathbf{H} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$, где прямоугольная матрица \mathbf{A}_γ составлена из ортов осей вращения ДМ в ССК. Угловые скорости Ω_p и ускорения $\dot{\Omega}_p$

всех четырех ДМ с одинаковым моментом инерции J_r , ограничены по модулю. Реактивный момент кластера ДМ $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}^* = -J_r \mathbf{A}_\gamma \dot{\mathbf{\Omega}}$ со столбцом $\dot{\mathbf{\Omega}} = \{\dot{\Omega}_p\}$ угловых ускорений ДМ принимается в виде $\mathbf{M}^r = -\mathbf{A}_\gamma (\mathbf{m} - \mathbf{m}^f)$, где $\mathbf{m} = \{m_p\}$ и $\mathbf{m}^f = \{m_p^f\}$ – столбцы моментов управления и сухого трения по осям вращения ДМ. Кластер четырех ГД с одинаковым модулем КМ h^g по схеме *Scissored Pair Ensemble (2-SPE)* (рис. 4), имеет вектор КМ $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = \{H_i\} = h^g \sum_p \mathbf{h}_p(\beta_p)$, где $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, $p = 1 \div 4$, является ортом КМ p -го ГД и столбец $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ составлен из углов поворота ГД относительно осей их подвеса на корпусе КА. Кластер ГД формирует управляющий гироскопический момент $\mathbf{M}^g(\boldsymbol{\beta}, \dot{\boldsymbol{\beta}}) = -\mathbf{H}^* = -h^g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{u}^g; \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g$, где матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h} / \partial \boldsymbol{\beta}$ и «управлением» гирокожухов ГД, ограниченных по модулю. Для исключения избыточности указанных кластеров ЭМИО применяются явные законы их настройки. Так, в [10] описан закон настройки кластера четырех ГД, гарантирующий отсутствие сингулярных состояний в «рабочей» части области вариации его КМ.

Модель пространственного движения КА с упругими подвижными элементами конструкции подробно представлена в [11,12], поэтому без детализации обозначений модель динамики КА приближенно принимается в векторно-матричном виде:

$$\begin{bmatrix} m \mathbf{I}_3 & -[\mathbf{L} \times] & \mathbf{M}_q \\ [\mathbf{L} \times] & \mathbf{J} & \mathbf{D}_q \\ \mathbf{M}_q^t & \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega} - 2\dot{\mathbf{L}}) + \mathbf{R} \\ -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} + \mathbf{M}_\omega^p + \mathbf{M}^c + \mathbf{M} \\ -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}) + \mathbf{M}_q^p \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Здесь \mathbf{q} – столбец упругих перемещений конструкции; \mathbf{M}_q и \mathbf{D}_q – матрицы влияния упругих перемещений, \mathbf{A}^q , \mathbf{V}_q и \mathbf{W}_q – матрицы обобщенных масс, демпфирования и нормированной жесткости конструкции КА; $\mathbf{G} = \mathbf{K} + \mathbf{H} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}$; $\mathbf{L} = \mathbf{M}_q \mathbf{q}$; \mathbf{M}_ω^p и \mathbf{M}_q^p – векторы моментов, обусловленных перемещением панелей СБ; $\mathbf{R} = \mathbf{R}^{gr} + \mathbf{R}^s + \mathbf{R}^e$ и $\mathbf{M} = \mathbf{M}^{gr} + \mathbf{M}^s + \mathbf{M}^e$ представляют векторы внешних сил и моментов, обусловленных гравитационным (индекс gr) влиянием, влиянием ССД (индекс s) и работой ДУ (индекс e); вектор \mathbf{M}^c представляет управляющий момент ЭМИО, $\mathbf{M}^c = \mathbf{M}^r$ для кластера ДМ и $\mathbf{M}^c = \mathbf{M}^g$ для кластера ГД.

2. Потребная область вариации КМ кластера ЭМИО

Силы солнечного давления являются основным внешним возмущением при движении КА по ГСО. Для оценки потребной области вариации КМ кластера ЭМИО с компенсацией влияния ССД рассмотрим режим угловой стабилизации ССК спутника с несимметричной конструкцией (рис. 2) в ОСК, когда углы $\phi_i \equiv 0$. При этом предлагается с периодичностью порядка одной недели выполнять разворот корпуса спутника на угол 180 градусов относительно оси Ox ССК, совпадающей в данном случае с осью Ox° ОСК.

Будем считать заданными в ССК положение центра давления $(1; -1,8; 0)$ м двух панелей СБ суммарной площадью 60 кв.м, нормаль к плоскости которых регулярно наводится на Солнце, и положение центра давления $(-4,5; 5,4; 0)$ м рефлектора с диаметром 12 м, для простоты с одинаковыми отражающими свойствами его основной и тыльной сторон.

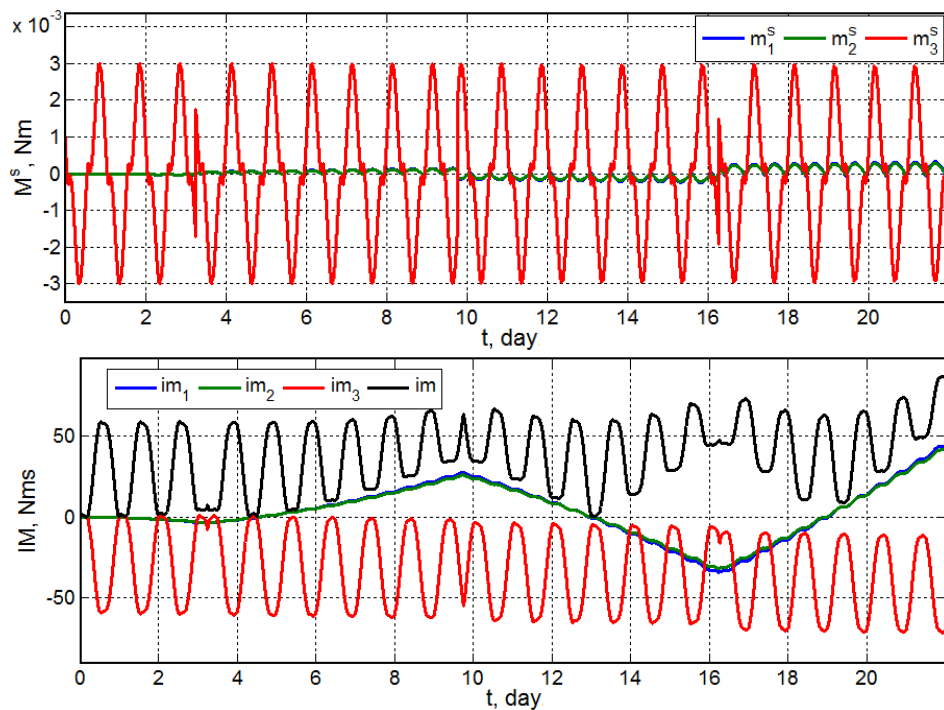
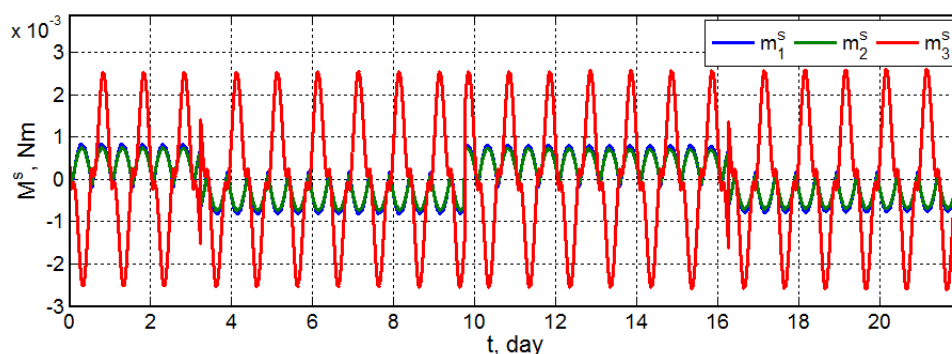


Рис. 5. Момент и импульс момента ССД, три недели после весеннего равноденствия: отметка 0 суток соответствует времени 20.03.2019 12:00:00.



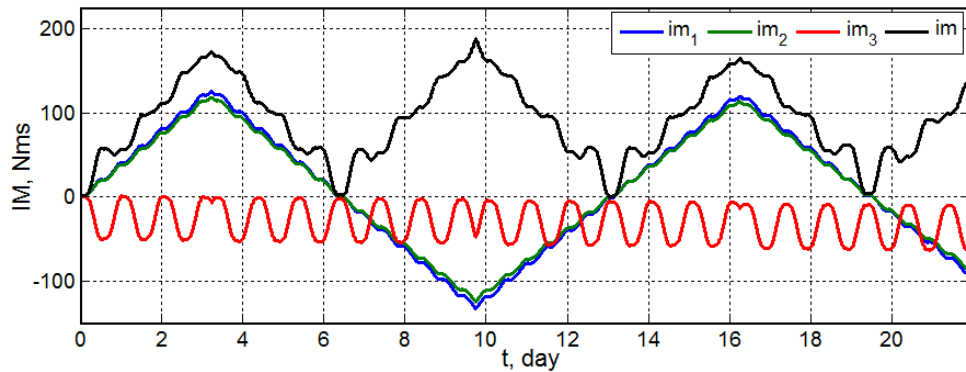


Рис. 6. Момент и импульс момента ССД, три недели после зимнего солнцестояния: отметка 0 суток соответствует времени 21.12.2019 12:00:00

Расчеты сил и моментов ССД выполнены на основе известной методики [13], результаты представлены на рис. 5 и рис. 6 для векторов момента ССД $\mathbf{M}^s = \{m_i^s\}$ и импульса момента ССД $\mathbf{IM}^s \equiv \mathbf{IM} = \{im_i\}$ с модулем $|\mathbf{IM}| = im$, когда указанный разворот выполняется с периодичностью 6,5 суток. В этих и последующих рисунках синий цвет связан с осью рыскания Ox , зеленый цвет – с осью крена Oy , а красный цвет – с осью тангажа Oz .

Анализ результатов для импульса момента только ССД позволил оценить потребную область вариации КМ кластера ЭМИО в виде шара радиусом 200 Нмс при выполнении указанных разворотов с периодичностью 6,5 суток. Потребная область вариации вектора кинетического момента ЭМИО оценивается шаром с радиусом 265 Нмс, что обеспечивается как кластером четырех ДМ с максимальными значениями КМ 150 Нмс, так и кластером четырех ГД с модулем КМ 150 Нмс.

3. Алгоритмы цифрового управления кластером ЭМИО

Измерение углового положения и вектора угловой скорости корпуса КА выполняется СОУП в моменты времени $t_s = sT_q, s \in N_0 \equiv [0,1,2,\dots)$ с периодом $T_q \leq T_u$, кратным периоду T_u цифрового управления кластером ЭМИО. В эти же моменты времени t_s измеряются координаты ЭМИО – векторы-столбцы угловых скоростей ДМ Ω_s либо углов поворота β_s ГД.

Для информационных спутников с симметричной упругой конструкцией хорошо зарекомендовал себя метод [11,12] формирования командного вектора $\mathbf{M}_k^c, k \in N_0$ для кластера ЭМИО, который затем распределяется по явным аналитическим соотношениям для цифрового управления каждым ДМ либо ГД с периодом T_u . Здесь выполняется

фильтрация значений векторов рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_s = -\delta\boldsymbol{\phi}_s = -2\mathbf{e}_{0s}\mathbf{e}_s$, угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_s$, координат ЭМИО $\boldsymbol{\Omega}_s$ либо $\boldsymbol{\beta}_s$, которые используются для получения оценок \mathbf{H}_k^f , $\mathbf{G}_k^f = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_k^f + \mathbf{H}_k^f$ и затем при формировании вектора \mathbf{M}_k^c управления кластером ДМ:

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\boldsymbol{\varepsilon}_k^f); \quad \mathbf{M}_k^c = \boldsymbol{\omega}_k^f \times \mathbf{G}_k^f + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \dot{\boldsymbol{\omega}}_k^p + [\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\omega}_k^p \times] \boldsymbol{\omega}_k^f + \tilde{\mathbf{m}}_k), \quad (2)$$

где при обозначениях $d_u \equiv 2/T_u$, $a \equiv (d_u \tau_1 - 1)/(d_u \tau_1 + 1)$ элементы диагональных матриц \mathbf{B} , \mathbf{P} и \mathbf{C} вычисляются как $b \equiv (d_u \tau_2 - 1)/(d_u \tau_2 + 1)$; $p \equiv (1-b)/(1-a)$; $c \equiv p(b-a)$ с настраиваемыми параметрами τ_1 , τ_2 , k в составе диагональной матрицы \mathbf{K} .

Закон управления (2) является робастным и обеспечивает заданное качество переходных процессов для произвольного положения панелей СБ и допустимого значения накопленного КМ, а также слабую вариацию показателей качества при изменениях тензора инерции до $\pm 5\%$ и низших частот колебаний конструкции до $\pm 10\%$ от номинальных значений. Однако в случае информационных спутников с несимметричной упругой конструкцией на ГСО этот закон допускает неприемлемое квазистатическое угловое рассогласование, что обусловлено существенными значениями момента ССД \mathbf{M}^s с модулем $\approx 0,003$ Нм. Для устранения этого недостатка закон управления (2) был модифицирован в двух аспектах: 1) на борту КА на основе измерений формируется оценка вектора момента ССД $\hat{\mathbf{M}}_k^s$ с периодом T_u , где по явным аналитическим соотношениям вычисляются расчетные моменты ССД от рефлектора, панелей СБ и корпуса КА с учетом возможного их взаимного затенения, и далее полученная оценка вектора $\hat{\mathbf{M}}_k^s$ добавляется с обратным знаком в правую часть последнего соотношения в (2), что обеспечивает прямую компенсацию влияния возмущающего момента ССД с точностью порядка 10%; 2) при дискретном формировании управления дополнительно используется векторный дискретный изодром с единичным коэффициентом усиления и постоянной времени $\tau_0 \gg \tau_1$, что обеспечивает астатизм первого порядка относительно внешнего возмущающего момента в каждом канале угловой стабилизации спутника.

4. Анализ динамики СУД в режиме стабилизации

Динамический анализ нелинейной непрерывно-дискретной модели СУД выполнен на основе компьютерной имитации средствами системы *SIRUIS-S* [14].

Анализировался режим угловой стабилизации информационного спутника с описанной выше несимметричной упругой конструкцией в ОСК при цифровом

управлении кластером четырех ДМ и кластером четырех ГД с периодом управления $T_u = 4$ с при периоде измерения $T_q = 1$ с.

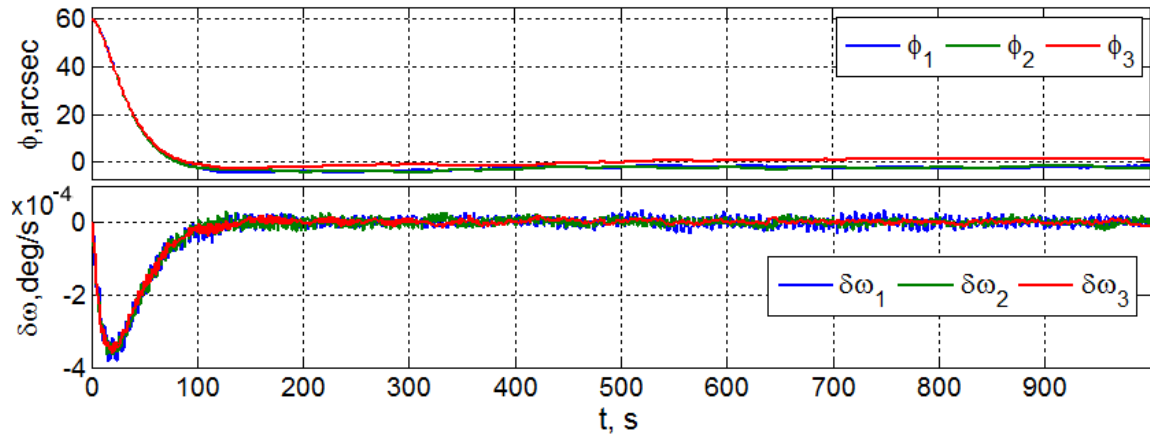


Рис. 7. Переходные процессы в СУД при заданных начальных условиях

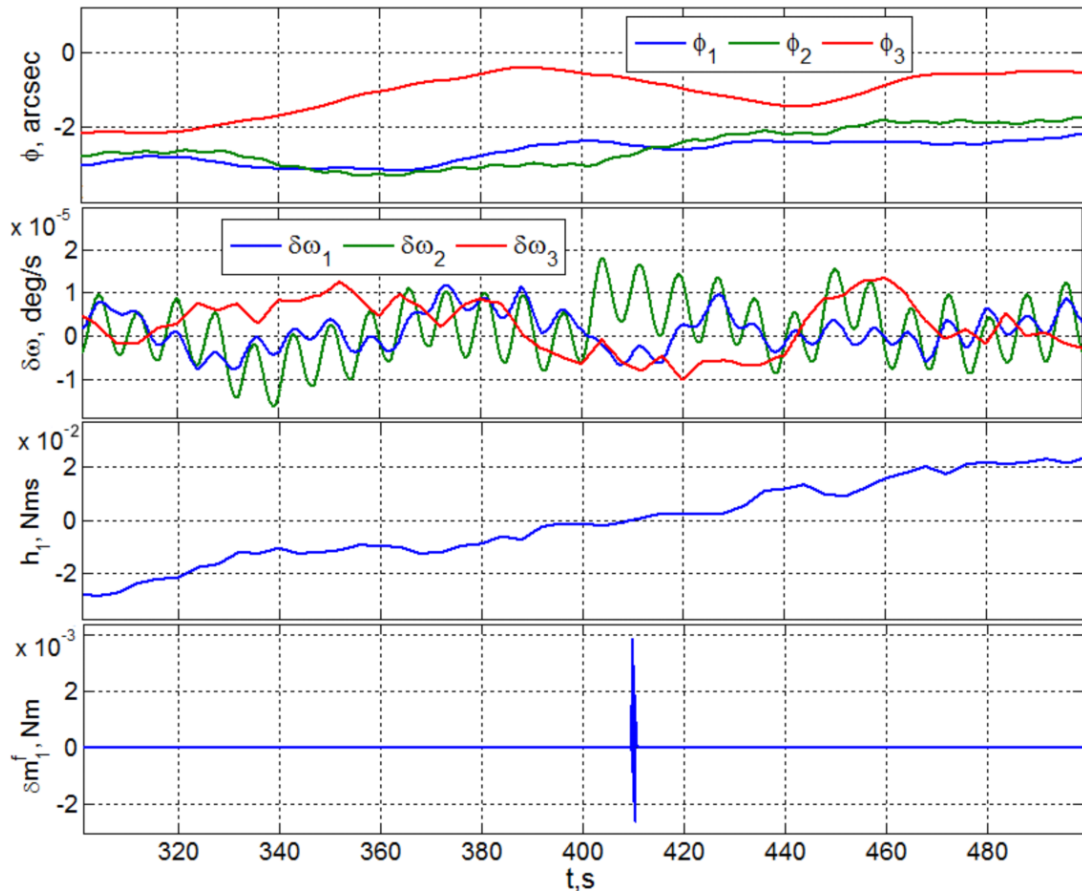


Рис. 8. Процессы при компенсации момента сил сухого трения в первом ДМ

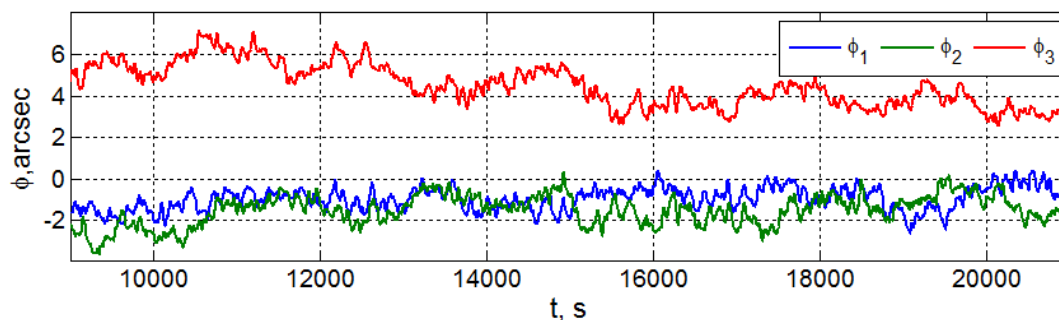


Рис. 9. Переходные процессы при включении дискретного изодрома

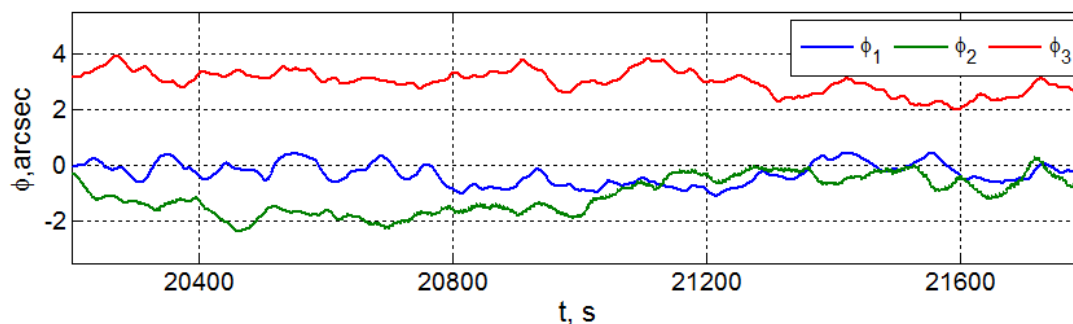


Рис. 10. Угловые рассогласования в установившемся режиме угловой стабилизации спутника

На рис. 7 приведены переходные процессы в СУД при начальных условиях $\phi_i(0) = 60$ угл. сек и рассогласованиях по угловой скорости $\delta\omega_i(0) = 0$. При этом для каждого ДМ на основе алгоритмов [6] выполнялись текущая идентификация моментов сил сухого трения m_p^f с предельными значениями $\pm 0,002$ Нм с получением оценок

$$\hat{m}_p^f$$

и алгоритмическая компенсация влияния этих моментов. На рис. 8 представлены погрешности стабилизации корпуса упругого КА по углам, рассогласования по угловым скоростям, а также погрешность $\delta m_1^f = m_1^f - \hat{m}_1^f$ идентификации момента m_1^f сил сухого трения по оси вращения первого ДМ в процессе изменения скорости его вращения в окрестности момента времени $t = 410$ с.

На рис. 9, 10 представлены погрешности угловой стабилизации КА в процессе завершения переходного процесса. Здесь следует обратить особое внимание на переходный процесс по каналу тангажа (красный цвет), приведенный на рис. 10, где демонстрируется эффект компенсации гравитационного момента, вносимый дискретным изодромом

с постоянной времени $\tau_0 = 8\tau_1$.

Заключение

Рассмотрены актуальные задачи исследования СУД информационного спутника с несимметричной конструкцией. При 15-летней длительности потребного САС спутника на ГСО и существенном влиянии внешнего возмущающего момента от сил солнечного давления и от гравитационных сил первоочередная задача состояла в разработке рационального подхода, позволяющего исключить большие затраты рабочего тела ДУ для разгрузки кластера ЭМИО от накопленного кинетического момента. В предложенном подходе для частичной компенсации влияния ССД предусмотрено выполнение разворота корпуса спутника на угол 180 градусов вокруг оси Ox ССК с периодичностью около одной недели. Такой разворот необходимо выполнять в течение 10 минут с обеспечением слабого возбуждения упругих колебаний конструкции спутника и гладкого сопряжения краевых условий поворотного маневра по кватерниону ориентации, векторам угловой скорости и углового ускорения, а также по производной вектора углового ускорения в момент времени завершения поворотного маневра.

Получены оценки размеров потребной области вариации кинетического момента кластера ЭМИО, необходимой для поглощения возмущающих моментов только от сил солнечного давления и с учетом влияния гравитационных сил. Полученные результаты послужили основанием для определения потребных значений кинетических моментов кластеров ЭМИО с применением двигателей-маховиков и гиродинов.

Разработаны алгоритмы цифрового управления кластерами ЭМИО в классе комбинированных законов управления, где используются текущая оценка вектора возмущающего момента от сил солнечного давления и векторный дискретный изодром, который обеспечивает астатизм первого порядка относительно внешнего возмущающего момента. В случае использования кластера двигателей-маховиков применены дискретные алгоритмы идентификации и автоматической компенсации влияния моментов сил сухого трения по осям их вращения. Выполнен предварительный динамический анализ СУД в режиме угловой стабилизации КА в орбитальной системе координат и приведены результаты, которые демонстрируют эффективность разработанных алгоритмов. Для информационного геостационарного КА с крупногабаритной несимметричной конструкцией имеются также другие важные проблемы динамического проектирования СУД: 1) расположение центра масс КА относительно полюса ССК изменяется за счет эпизодического расхода топлива двигательной установки и из-за колебаний крупногабаритного рефлектора, вынесенного на протяженной упругой штанге относительно корпуса спутника; 2) измерительные системы и исполнительные органы СУД «привязаны» к ССК, ориентация которой отличается от углового положения

крупногабаритного рефлектора, применяемого для информационного обслуживания заданных наземных объектов.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 20-08-00779.

Библиографический список

1. Ni Z., Mu R., Xun G., Wu Z. Time-varying modal parameters identification of a spacecraft with rotating flexible appendage by recursive algorithm // Acta Astronautics. 2016. Vol.118. P. 49-61.

2. In-orbit Control Experiment on ETS-VIII Spacecraft // JAXA Research and Development Report no. JAXA-RR-12-002E. 2012. 104 p.

3. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Физматлит, 1961. 824 с.

4. Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электрореактивных двигателей // Космическая техника и технологии. 2013. №1. С. 56-65.

5. Сомов С.Е. Широтно-импульсное управление электрореактивными двигателями при коррекции орбитального движения спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Том 17, № 6(3). С. 713-720.

6. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Адаптивно-робастное управление пространственным движением малого спутника // Материалы 23 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным систем. 2016. С. 288-296.

7. Сомов Е.И. Многократные алгоритмы фильтрации, интегрирования и калибровки бесплатформенной инерциальной навигационной системы определения ориентации космического аппарата // Материалы 16 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. 2009. С. 103-105.

8. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Калибровка и юстировка астроинерциальной системы для определения ориентации крупногабаритного информационного спутника // Материалы 4 Российской мультikonференции по проблемам управления. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ. 2011. Том 2. С. 403-406.

9. Сомов С.Е. Юстировка и калибровка информационно-измерительной системы для определения ориентации спутника землеобзора и его наблюдательного оборудования // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Том 20. № 1. С. 87-95.

10. Сомов Е.И. Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гироскопических кратных схем // Гироскопия и навигация. 2013. № 1(80). С. 134-148.
11. Somov Ye., Rayevsky V., Titov G., Yakimov Ye. Attitude & orbit digital and pulse-width control of large-scale communication spacecraft // Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. 2013. P. 366-371.
12. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Адаптивно-робастное управление ориентацией спутника с усиленным подавлением влияния упругих колебаний его конструкции // Материалы конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах». Санкт-Петербург. 2014. С. 533-544.
13. Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: Наука. 2011. 320 с.
14. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Программная среда SIRIUS-S для автоматизированного проектирования систем управления ориентацией малых информационных спутников // Материалы 20 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. 2013. С. 268-271.