

УДК 629.78 : 681.51

СТАБИЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НЕСИММЕТРИЧНОЙ УПРУГОЙ КОНСТРУКЦИЕЙ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

© 2019 С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук

² Самарский государственный технический университет

Статья поступила в редакцию 10.10.2019

Анализируются подходы к исследованию первоочередных задач долговременной угловой стабилизации информационных спутников и космических роботов с несимметричной упругой конструкцией на геостационарной орбите.

Ключевые слова: космический аппарат, несимметричная упругая конструкция, геостационарная орбита, стабилизация

Работа поддержана РФФИ, грант 17-08-01708.

ВВЕДЕНИЕ

Рассматривается космический аппарат (КА) с несимметричной упругой конструкцией на геостационарной орбите (ГСО), в частности геостационарный информационный спутник (связи, геодезии, землеобзора и др.) с крупногабаритными упругими навесными конструктивными элементами – антеннами, рефлекторами и панелями солнечных батарей (СБ), либо космический робот с несимметрично распределённой упругой полезной нагрузкой. 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) космического аппарата применяются астроинерциальная система определения углового положения (СОУП) и аппаратура спутниковой навигации, кластер электромеханических исполнительных органов (ЭМИО) в виде двигателей-маховиков (ДМ) либо гироскопов (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 пространственного движения имеет общеизвестный вид [3]

$$m \dot{\mathbf{v}} - \mathbf{L} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega}) = \mathbf{R},$$

$$\mathbf{L} \times \dot{\mathbf{v}} + \dot{\mathbf{K}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M},$$

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; $\mathbf{L} = m \mathbf{p}_c$ – вектор статического момента; вектор $\mathbf{p}_c$ представляет расположение центра масс C в связанной системе координат (ССК); $\mathbf{K} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}$ – вектор КМ, $\mathbf{R}$ 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 КДУ 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.

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s_somov@mail.ru
Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru

Для геостационарных КА при разгрузке кластера ЭМИО от накопленного КМ и коррекции орбитального движения спутника иногда применяется ДУ на основе только электрореактивных двигателей (ЭРД). Одновременное создание внешних сил и моментов с помощью ЭРД является актуальной проблемой управления движением информационных спутников [4], для ее решения разработаны алгоритмы управления ДУ на основе восьми ЭРД с ШИМ их тяги [5,6]. Алгоритмы фильтрации измерений, полетной юстировки и калибровки астроинерциальной СОУП 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.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

Вводятся инерциальная (ИСК), связанная (ССК) $Ox^0y^0z^0$ и орбитальная (ОСК) $Ox^oy^oz^o$ 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 $\phi = \{\phi_1, \phi_2, \phi_3\}$, составленном из углов рыскания $\phi_1 = \psi$, крена $\phi_2 = \varphi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$, которые используются в последовательности 132 при индексах осей

$i = 1, 2, 3$. Далее применяются обозначения $[\cdot]$ – строка, $\{\cdot\}$ – столбец, $(\cdot)^t$ – символ транспонирования, $[a \times]$ – косо-симметричная матрица на основе вектора a .

Схема геостационарного информационного спутника с несимметричной конструкцией представлена на рис. 1, а схемы минимально-избыточных кластеров ЭМИО на основе ДМ и ГД с областями вариации их нормированного КМ – на рис. 2 и рис. 3 соответственно.

Кинематическое 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 $E(t) \equiv (e_0(t), e(t)) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda(t)$, угловые погрешности определяются столбцом $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} = 2e_0 e$ и матрицей $C^e = I_3 - 2[e \times] Q_e^t$, где $Q_e = I_3 e_0 + [e \times]$, а вектор погрешности стабилизации скорости $\delta\omega(t) = \{\delta\omega_i\} = \omega(t) - C^e \omega^p(t)$.

В ССК оси вращения четырех ДМ в составе кластера по схеме *General Electric (GE)* располагаются на поверхности конуса с углом полураствора γ , рис. 2. Столбцы $H = \{H_i\}$ и $h = \{h_p\}$, $h_p = J_r \Omega_p$, $p = 1 \div 4$ представляют векторы КМ кластера ДМ и отдельных четырех ДМ, которые связаны соотношением $H = A_\gamma h$, где прямоугольная матрица 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 класте-

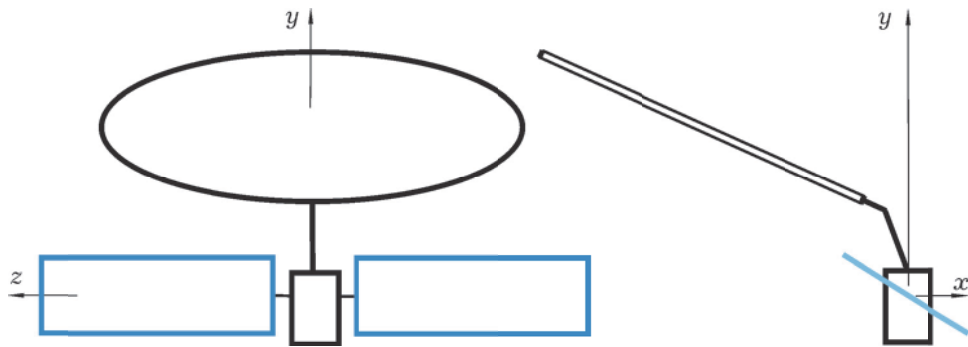


Рис. 1. Схема геостационарного спутника с несимметричной конструкцией

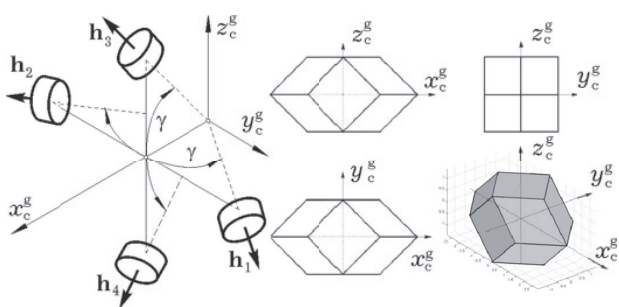


Рис. 2. Схема GE кластера ДМ

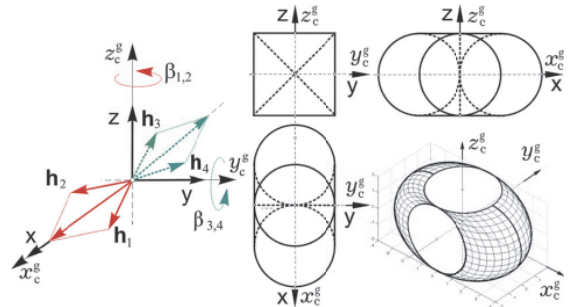


Рис. 3. Схема 2-SPE кластера ГД

ра 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 *ScissoredPairEnsemble(2-SPE)*, рис. 3, имеет вектор КМ $\mathbf{H}(\beta) = \{H_i\} = h^g \sum \mathbf{h}_p(\beta_p)$, где $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, $p = 1 \div 4$, является ортом КМ p -го ГД и столбец $\beta = \{\beta_p\}$ составлен из углов поворота ГД относительно осей их подвеса на корпусе КА. Кластер ГД формирует управляющий момент $\mathbf{M}^g(\beta, \dot{\beta}) = -\mathbf{H}^* = -h^g \mathbf{A}_h(\beta) \mathbf{u}^g$; $\dot{\beta} = \mathbf{u}^g$, где матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\beta) = \partial \mathbf{h} / \partial \beta$ и «управлением» считается вектор-столбец $\mathbf{u}^g = \{u_p^g\}$ с компонентами u_p^g командных скоростей поворота 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

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

Здесь $\mathbf{q}$ – столбец упругих перемещений конструкции; $\mathbf{M}_q$ и $\mathbf{D}_q$ – матрицы влияния упругих перемещений на движение КА, $\mathbf{A}^q$, $\mathbf{V}_q$ и $\mathbf{W}_q$ – матрицы обобщенных масс, демпфирования и нормированной жесткости конструкции КА; $\mathbf{G} = \mathbf{K} + \mathbf{H} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}$; $\mathbf{L} = \mathbf{M}_q \mathbf{q}$; $\mathbf{M}_\omega^p$ и $\mathbf{M}_q^p$ – векторы моментов, обусловленных угловым перемещением панелей СБ;

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}^{gr} + \mathbf{R}^s + \mathbf{R}^e \text{ и } \mathbf{M} = \mathbf{M}^{gr} + \mathbf{M}^s + \mathbf{M}^e$$

представляют векторы внешних сил и моментов, обусловленных гравитационным (индекс *gr*) влиянием Земли, Луны и Солнца, влиянием ССД (индекс *s*) и работой ДУ на основе ЭРД (индекс *e*); вектор $\mathbf{M}^c$ представляет управляющий момент ЭМИО, при этом $\mathbf{M}^c = \mathbf{M}^r$ для кластера четырех ДМ и $\mathbf{M}^c = \mathbf{M}^g$ для кластера четырех ГД.

ПОТРЕБНАЯ ОБЛАСТЬ ВАРИАЦИИ КМ КЛАСТЕРА ЭМИО

Силы солнечного давления являются основным внешним возмущением при движе-

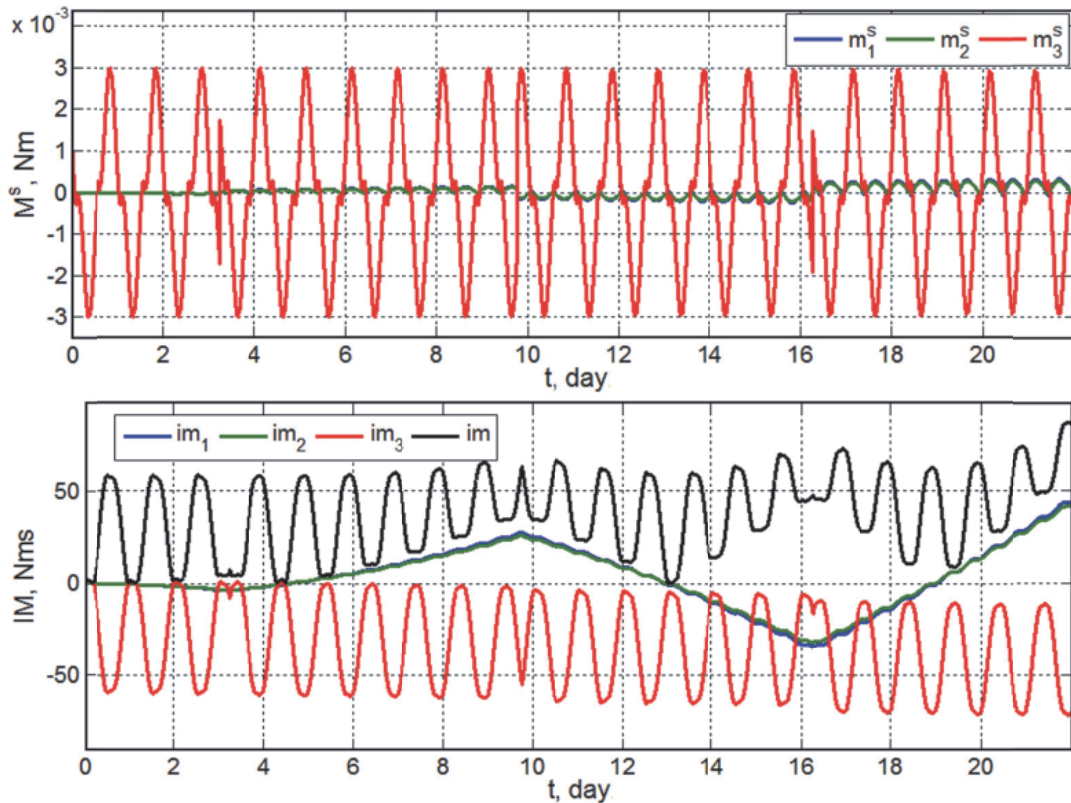


Рис. 4. Момент и импульс момента ССД, три недели после весеннего равноденствия: отметка 0 суток соответствует времени 20.03.2019 12:00:00

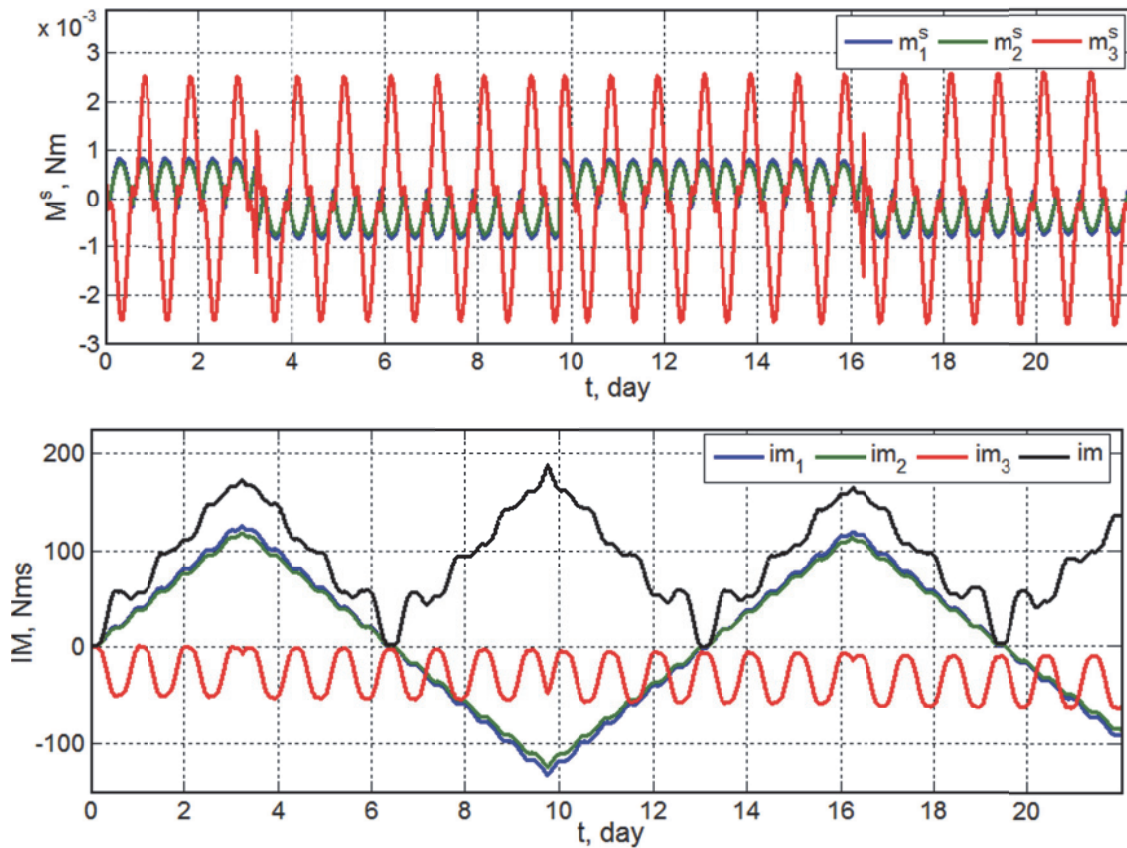


Рис. 5. Момент и импульс момента ССД, три недели после зимнего солнцестояния: отметка 0 суток соответствует времени 21.12.2019 12:00:00

нии 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. 1) в ОСК, когда углы $\phi_i \equiv 0$. При этом предлагается с периодичностью порядка 1 недели выполнять разворот корпуса спутника на угол 180 градусов относительно оси Ox ССК, совпадающей в данном случае с осью Ox^0 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. Расчеты сил и моментов ССД выполнены на основе известной методики [13], результаты представлены на рис. 4 и рис. 5 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 позволяет оценить потребную об-

ласть вариации КМ кластера ЭМИО в виде шара радиусом 200 Нмс при выполнении указанных разворотов с периодичностью 6.5 суток. В целом потребная область вариации КМ ЭМИО оценивается шаром с радиусом 265 Нмс, что обеспечивается как кластером ДМ с максимальными значениями КМ 150 Нмс, так и кластером ГД с модулем КМ 150 Нмс. Требование к размерам потребной области вариации КМ ЭМИО можно уменьшить при выполнении разворотов корпуса КА с периодичностью ≈ 3 суток, если это допустимо для решения целевых задач спутника.

АЛГОРИТМЫ ЦИФРОВОГО УПРАВЛЕНИЯ КЛАСТЕРОМ ЭМИО

Измерение углового положения и вектора угловой скорости корпуса КА выполняется СОУП в моменты времени $t_s = s T_q$, $s \in N_0 \equiv \{0, 1, 2, \dots\}$ 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 $\mathbf{\Omega}_s$ либо углов поворота $\mathbf{\beta}_s$ 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 $\mathbf{e}_s = -\delta\phi_s = -2\mathbf{e}_{0s}\mathbf{e}_s$, 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

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\mathbf{e}_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\mathbf{e}_k^f);$$

$$\mathbf{M}_k^c = \boldsymbol{\omega}_k^f \times \mathbf{G}_k^f + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^c \boldsymbol{\omega}_k^p + [\mathbf{C}_k^c \boldsymbol{\omega}_k^p \times] \boldsymbol{\omega}_k^f + \tilde{\mathbf{m}}_k), \quad (2)$$

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 в виде $a \equiv (d_u \tau_1 - 1)/(d_u \tau_1 + 1)$; $p \equiv (1 - b)/(1 - a)$; $c \equiv p(b - a)$ с настраиваемыми параметрами τ_1 , τ_2 и 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 ≈ 0.003 Нм. Для устранения этого недостатка закон управления (2) был модифицирован в двух аспектах:

1) на борту спутника на основе доступных 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 обеспе-

чивает 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 $\tau_0 > \tau_1$, что обеспечивает астатизм первого порядка относительно внешнего возмущающего момента в каждом канале стабилизации углового движения спутника.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СУД В РЕЖИМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ

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

Анализировался режим угловой стабилизации информационного спутника с описанной выше несимметричной упругой конструкцией в ОСК при цифровом управлении как кластером четырех ДМ, так и кластером четырех ГД с периодом управления $T_u = 4$ с при периоде измерения $T_q = 1$ с.

На рис. 6 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 ± 0.002 Нм с получением оценок $\hat{m}_p^f$ и алгоритмическая компенсация влияния этих моментов. На рис. 7 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.

Рис. 8 и рис. 9 представляют погрешности угловой стабилизации КА в процессе завершения переходного процесса. Здесь следует обра-

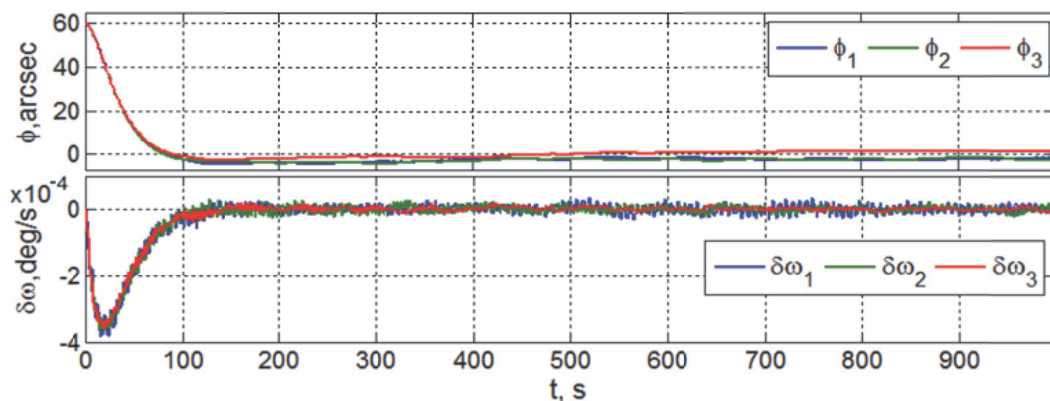


Рис. 6. Переходные процессы в СУД при заданных начальных условиях

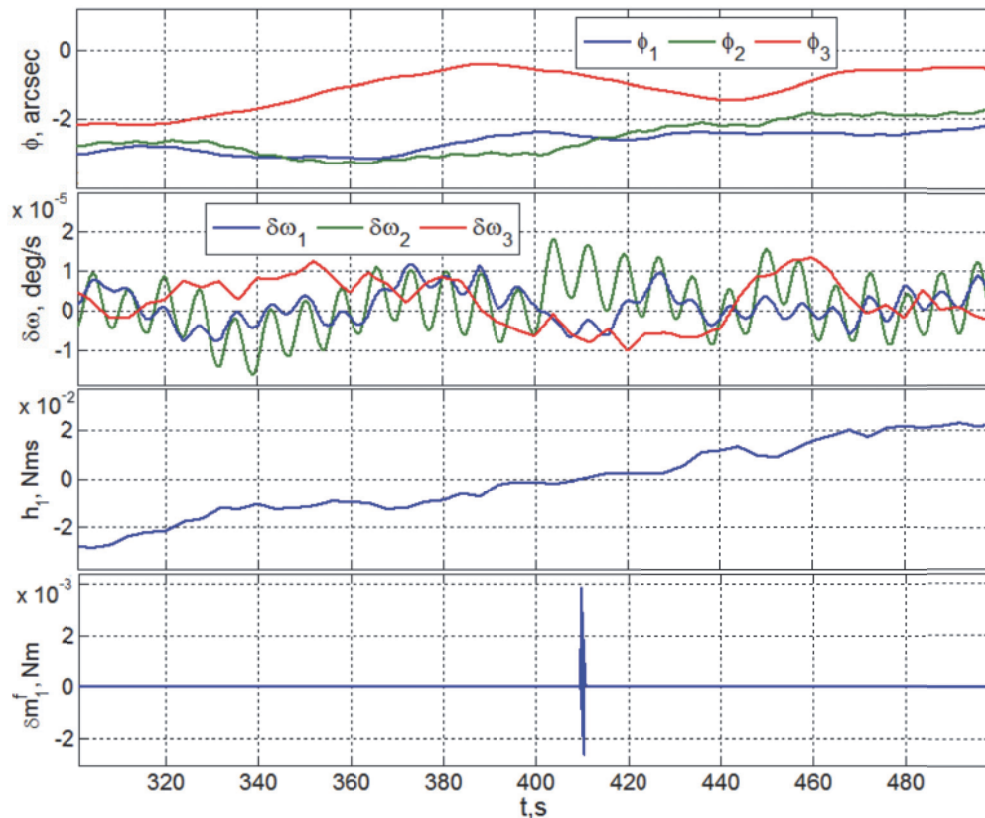


Рис. 7. Процессы при компенсации момента сил сухого трения в первом ДМ

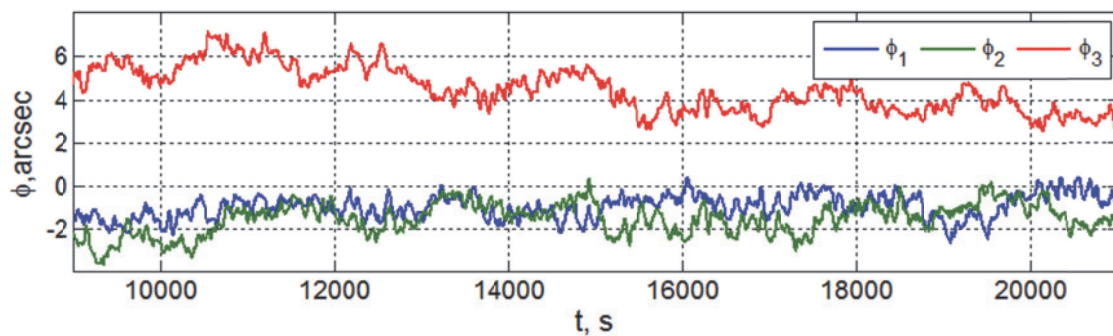


Рис. 8. Переходные процессы при включении дискретного изодрома

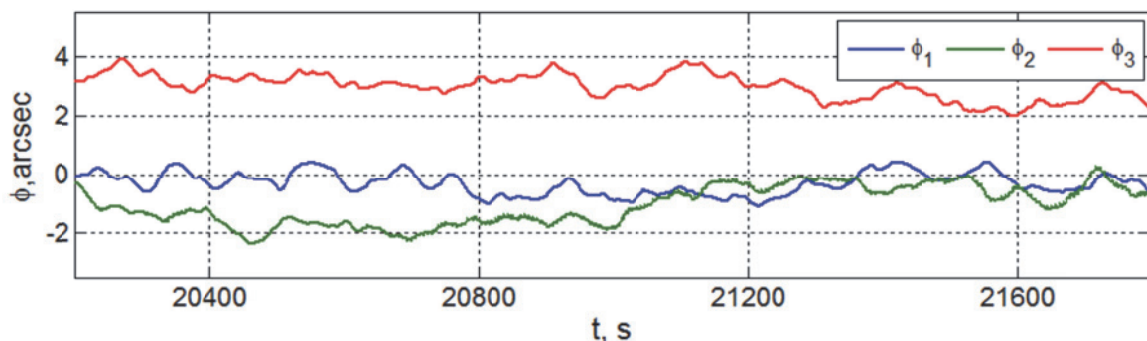


Рис. 9. Угловые рассогласования в установившемся режиме угловой стабилизации спутника

тить особое внимание на переходный процесс по каналу тангажа (красный цвет), приведенный на рис. 9, где демонстрируется эффект компенсации гравитационного момента, вносимый дискретным изодромом с постоянной времени $\tau_0 = 8\tau_1$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко рассмотрены новые актуальные задачи исследования СУД информационного спутника с несимметричной конструкцией на ГСО. При 15-летней длительности потребного

САС спутника и существенном влиянии внешнего возмущающего момента как от сил солнечного давления, так и 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 Ох ССК с периодичностью около 1 недели. Такой разворот необходимо выполнять в течение получаса 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, необходимых для поглощения возмущающих моментов как только от сил солнечного давления, так и с учетом влияния гравитационных сил. Полученные результаты послужили основанием для определения потребных значений кинетических моментов кластеров ЭМИО с применением как двигателей-маховиков, так и гиродин.

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, где особо следует выделить два аспекта:

1) расположение центра масс КА относительно полюса ССК изменяется как за счет эпизодического расхода топлива двигательной установки, так 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.

Исследование этих важных проблем предусмотрено в дальнейшей работе авторов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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 Astronautica*. 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. Широотно-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 системам*. СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 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*. СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 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 мультиконференции 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. Р. 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». СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 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. СПб.: Концерн ЦНИИ «Электроприбор». 2013. С. 268-271.

STABILIZATION OF A SPACECRAFT WITH ASYMMETRIC ELASTIC DESIGN IN GEOSTATIONARY ORBIT

© 2019 S.Ye. Somov^{1,2}, T.Ye. Somova²

¹ Samara Federal Research Center, Russian Academy of Sciences

² Samara State Technical University

Approaches to the study of priority problems of long-term angular stabilization of information satellites and space robots with asymmetric elastic design in geostationary orbit are analyzed.

Keywords: spacecraft, asymmetric flexible design, geostationary orbit, stabilization.

Sergey Somov, Researcher of Department “Dynamics and Motion Control”, Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences; Researcher of Department “Navigation, Guidance, and Motion Control”, Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s_somov@mail.ru
Tatyana Somova, Researcher of Department “Navigation, guidance, and motion control”, Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail te_somova@mail.ru