

УДК 629.78 : 681.51

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЖИВУЧЕСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ПРИ КРИТИЧЕСКИХ ОТКАЗАХ РЕАКТИВНЫХ МАХОВИКОВ

© 2021 С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, г. Самара, Россия

² Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 01.03.2021

Представляется метод обеспечения живучести системы управления ориентацией космического аппарата с минимально избыточным кластером двигателей-маховиков по схеме *General Electric* и магнитным приводом при отказах реактивных маховиков. Получены результаты компьютерной имитации и установлено, что при отказе любых двух маховиков спутник землеобзора сохраняет способность сканирующей съемки заданных целей.

Ключевые слова: космический аппарат, управление ориентацией, реактивные маховики, отказы, живучесть

DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-2-66-74

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ВВЕДЕНИЕ

Двигатели-маховики и силовые гироскопы применяются для управления ориентацией любых космических аппаратов (КА) – спутников [1], космических роботов [2] и др. Двигатели-маховики (ДМ) традиционно используются в системах управления ориентацией (СУО) малых спутников, когда разгрузка кластера ДМ от накопленного кинетического момента (КМ) осуществляется магнитным приводом (МП).

Здесь наиболее популярны минимально избыточные схемы на основе четырех ДМ: схема *NASA*, рис. 1а, где оси трех ДМ направлены вдоль осей канонической системы координат $O_c^g x_c^g y_c^g z_c^g$, фиксированной в связанной с корпусом КА системе координат (ССК), а четвертый ДМ – вдоль пространственной биссектрисы между этими осями, и схема *General Electric (GE)*, где оси четырех ДМ расположены симметрично вдоль образующих линий кругового конуса, рис. 1б.

Применение кластера ДМ по схеме *NASA* реализуется следующим образом: в начале миссии КА работают три ДМ и только при выходе из строя любого такого ДМ активируется четвертый резервный ДМ. Кластер ДМ по схеме

GE используется по-другому: в начале миссии КА работают все четыре ДМ, и если какой-либо ДМ, например ДМ #4, выходит из строя, кластер продолжает успешно работать, но с уменьшенной областью вариации вектора его КМ, см. рис. 2 и 3. Схема *GE* широко используется в информационных спутниках (связи, геодезии, навигации, дистанционного зондирования Земли), последних ступенях ракет-носителей и космических роботах. Для управления кластером ДМ в составе СУО применяются измерения ориентации и вектора угловой скорости КА, вектора индукции магнитного поля Земли, а также угловых скоростей ДМ.

На рисунке 4 представлены маршруты съемки Беневенто, Рима, Флоренции, Падуи и Мюнхена, которые выполняет спутник землеобзора [3] с помощью кластера ДМ по схеме *GE* при обеспечении углового движения КА с максимальными значениями модулей векторов угловой скорости $\omega^m = 1.2$ град/с и ускорения $\varepsilon^m = 0.1$ град/с². Здесь принципиальной проблемой является распределение векторов КМ и управляющего момента между избыточным числом ДМ в кластере. Другая важная проблема возникает, когда любые два ДМ выходят из строя, в этом случае существует шесть возможных вариантов из оставшихся работоспособных ДМ. Эта проблема изучается уже более 30 лет, здесь область изменения вектора КМ кластера ДМ представляется ромбом в соответствующей плоскости канонической системы координат, поэтому динамика пространственного движения КА не является полностью управляемой.

Авторы работ [4] – [9] исследовали эту проблему при отсутствии каких-либо дополнитель-

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

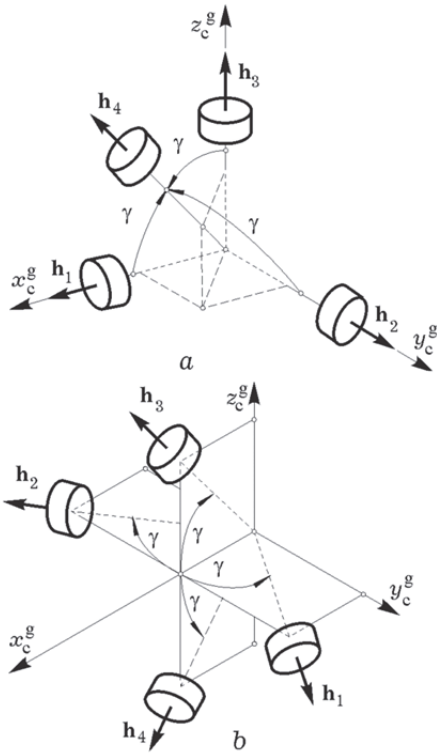


Рис. 1. Схемы кластеров NASA (a) и GE (b)



Рис. 4. Маршруты сканирующей съемки на карте

ных внешних управляющих моментов, когда суммарный КМ космического аппарата является постоянным вектором, в частности равным нулю. Это дополнительное требование соответствует отсутствию внешних возмущающих моментов, что неприемлемо для решения практических задач управления в космической тех-

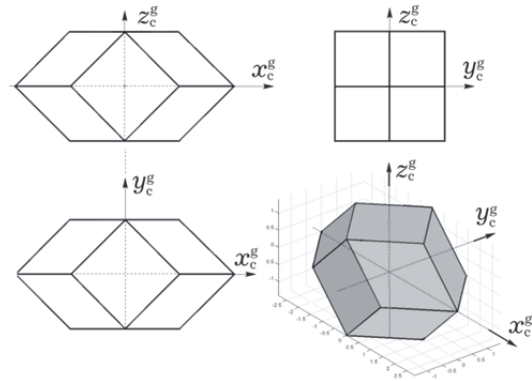


Рис. 2. Область вариации КМ при четырёх ДМ

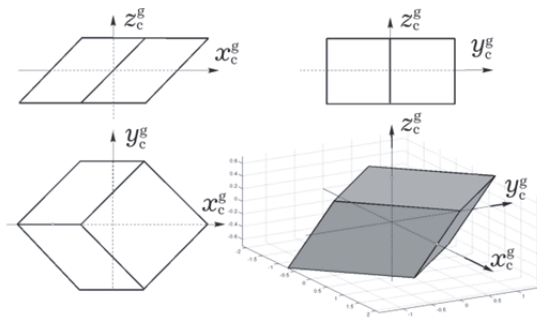


Рис. 3. Область вариации КМ без ДМ #4

нике. Здесь более целесообразно управлять ориентацией КА с помощью двух ДМ и МП с тремя электромагнитами [10,11]. Отметим, что управление тандемом этих приводов является непростой задачей [12], так как вектор геомагнитной индукции в ССК изменяется из-за движения КА и вращения Земли.

В развитие наших предыдущих результатов [13] в данной статье исследуются задачи цифрового управления ориентацией КА с помощью ДМ и МП, а также представлены созданные алгоритмы управления и результаты имитации движения спутника землеобзора с обеспечением живучести СУО при отказе любых двух ДМ.

МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Применяются стандартные системы координат – инерциальная система координат (ИСК); Гринвичская система координат (ГСК); ССК $Ox^u y^u z^u$ и орбитальная система координат (ОСК) $Ox^o y^o z^o$ (рис. 5) с началом в центре масс КА O , где ось Oz^o ортогональна плоскости орбиты, орт \mathbf{v} линии визирования телескопа направлен противоположно оси Ox и при совпадении ССК с ОСК орт \mathbf{v} направлен в Надир. Используются обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $(\cdot \times \cdot)$, $(\cdot)^t$, $[\cdot \times]$, $\{\cdot, \cdot\} = \text{diag}\{\cdot\}$ и \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов, матрицы $[\alpha]_i$ поворота на угол α вокруг i -ой оси, $i = x, y, z \equiv 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$.

Вводятся углы рыскания ϕ_1 , крена ϕ_2 и тангажа ϕ_3 в последовательности 132 поворотов ССК относительно осей ОСК. В ИСК кватернион ориентации КА $\Lambda = \Lambda_o \circ \Lambda^o$, где кватернион Λ_o определяет ориентацию ОСК в ИСК, а кватернион Λ^o представляет ориентацию ССК в ОСК.

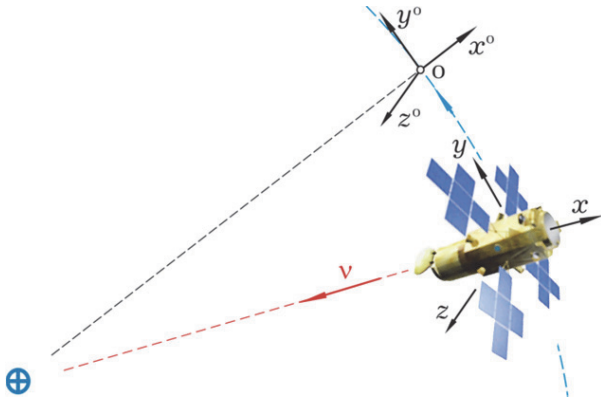


Рис. 5. ССК и ОСК спутника землеобзора

Если кватернион $\Lambda^p(t)$ и векторы $\omega^p(t)$, $\epsilon^p(t) = \dot{\omega}^p(t)$ представляют закон наведения, то кватернион $E \equiv (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda$, матрица $C^e = I_3 - 2[\mathbf{e} \times] Q_e^t$ с матрицей $Q_e \equiv I_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$ и столбец $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} = 2e_0 \mathbf{e}$ представляют ошибки ориентации КА, а вектор $\delta\omega(t) \equiv \{\delta\omega_i\} = \omega(t) - C^e \omega^p(t)$ – ошибки по угловой скорости. В системе координат $O_c^e x_c^e y_c^e z_c^e$ матрица $A_4^c = [a_p^c]$ формируется из ортов \mathbf{a}_p^c , $p = 1 \div 4$, направленных вдоль осей вращений ДМ, именно

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_1^c &= \{C_\gamma, S_\gamma, 0\}; \mathbf{a}_2^c = \{C_\gamma, -S_\gamma, 0\}; \\ \mathbf{a}_3^c &= \{C_\gamma, 0, S_\gamma\}; \mathbf{a}_4^c = \{C_\gamma, 0, -S_\gamma\}, \end{aligned}$$

где $C_\gamma = \cos \gamma$ и $S_\gamma = \sin \gamma$. Матрица A_4 расположения ДМ в ССК принимается в виде

$$A_4 = [a_p] = [\pi/2]_2 [\pi/4]_1 A_4^c \quad (1)$$

и при векторе модифицированных параметров Родрига $\sigma = \mathbf{e} \mathbf{g} (\Phi/4)$ модель пространственного углового движения КА представляется как

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2;$$

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4}(1 - \sigma^2)\omega + \frac{1}{2}\sigma \times \omega + \frac{1}{2}\sigma \langle \sigma, \omega \rangle; \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{J} & \mathbf{D}_q & \mathbf{D}_r \\ \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q & \mathbf{0} \\ \mathbf{D}_r^t & \mathbf{0} & \mathbf{A}^r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\omega \times] \mathbf{G} + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^d \\ -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}) \\ \mathbf{m} - \mathbf{m}^f \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$\mathbf{A}^r = J_r I_4; \mathbf{D}_r = J_r \mathbf{A}_4; \mathbf{H} = \{H_i\};$$

$$\Omega = \{\Omega_p\}; \mathbf{h} = \{h_p\}; h_p = J_r \Omega_p;$$

вектор КМ СУО $\mathbf{G} = \mathbf{J}\omega + \mathbf{H} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}$, столбцы

$\mathbf{H} = \{H_i\}$ и \mathbf{h} представляют КМ кластера и отдельных ДМ, $\mathbf{H} = \mathbf{A}_4 \mathbf{h}$; $\mathbf{m} = \{m_p\}$, $\mathbf{m}^f = \{m_p^f\}$, $\mathbf{A}^q = \int \mu_j J$, $\mathbf{V}_q = \int \frac{\delta}{\pi} \omega_j^q J$, $\mathbf{W}_q = \int (\omega_j^q)^2 J$, $j = 1 \div n^q$; μ_j и ω_j^q являются обобщенными массами и парциальными частотами колебаний панелей солнечных батарей (ПСБ) по j -му тону с декрементом δ ; вектор момента МП $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\} = -\mathbf{L} \times \mathbf{B}$, где вектор $\mathbf{L} = \{l_i\}$ электромагнитного момента (ЭММ) магнитного привода имеет ограниченные компоненты $|l_i| \leq l^m$, и вектор $\mathbf{B} = \mathbf{B} \mathbf{b}$ магнитной индукции Земли с ортом \mathbf{b} определяются в ССК; столбцы \mathbf{m} и \mathbf{m}^f представляют управляющие моменты и моменты сухого трения, а вектор \mathbf{M}^d – возмущающие моменты. Каждый ДМ имеет ограниченные по модулю ресурсы по крутящим моментам и кинетическим моментам: $|m_p(t)| \leq m^m$, $|m_p^f(t)| \leq m^{mf}$, $|h_p(t)| \leq h^m$.

В СУО применяется система определения углового положения (СОУП) КА с инерциальным измерительным модулем (ИИМ), корректируемым кластером звездных датчиков (ЗД). Задачи обработки сигналов СОУП связаны с интегрированием кинематических уравнений при использовании информации только о векторе приращения квази-координат ИИМ при наличии помех, калибровкой и юстировкой – идентификацией и компенсацией погрешностей взаимного углового положения систем координат ИИМ и кластера ЗД.

Измерения $\Lambda_l = \Lambda(t_l)$, ω_l выполняются СОУП с периодом T_p , $l \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$, скорости ДМ Ω_{ps} , $s \in N_0$ измеряются с периодом T_q , цифровое управление ДМ формируется с периодом $T_u > T_q$, а период цифрового управления МП $T_u^m \geq T_u$.

Задача состоит в синтезе цифровых алгоритмов управления четырьмя, любыми тремя, а также любыми двумя работоспособными ДМ с применением МП.

УПРАВЛЕНИЕ НОМИНАЛЬНЫМ КЛАСТЕРОМ МАХОВИКОВ

Для кластера на основе четырех ДМ основная проблема заключается в распределении векторов кинетического и управляющего момента между избыточными числом ДМ.

При матрице (1) задача состоит в одновременном решении уравнений [13]

$$\mathbf{A}_4 \mathbf{h} = \mathbf{H} \quad \forall \mathbf{H} \in \mathbf{R}^3, \mathbf{h} \in \mathbf{R}^4;$$

$$\mathbf{A}_4 \mathbf{m} = -\mathbf{M}^r = \dot{\mathbf{H}} \quad \forall \mathbf{M}^r \in \mathbf{R}^3, \mathbf{m} \in \mathbf{R}^4. \quad (4)$$

Использование псевдо-обратной матрицы $\mathbf{A}_4^\#$ не обеспечивает единственности решения

векторных уравнений (4). Для устранения этого коварного эффекта были предложены различные подходы, например, представленные в патентах США [14, 15].

Здесь мы применяем скалярную функцию настройки кластера для однозначного распределения векторов \mathbf{H} и \mathbf{M}^r между четырьмя ДМ по явным соотношениям [16]. Вводится вектор $\mathbf{h} \equiv \{x, y, z\} = \mathbf{H}/h^m = \mathbf{A}_4 \mathbf{h}$ нормированного КМ кластера МД с компонентами $x = x_1 + x_2$, где $x_1 = C_\gamma(h_1 + h_2)$, $x_2 = C_\gamma(h_3 + h_4)$; $y = S_\gamma(h_1 - h_2)$; $z = S_\gamma(h_3 - h_4)$, а также вектор КМ двигателей-маховиков $\mathbf{h} = \{h_p\}$, $h_p = h_p / h^m$ с $|h_p| \leq 1$.

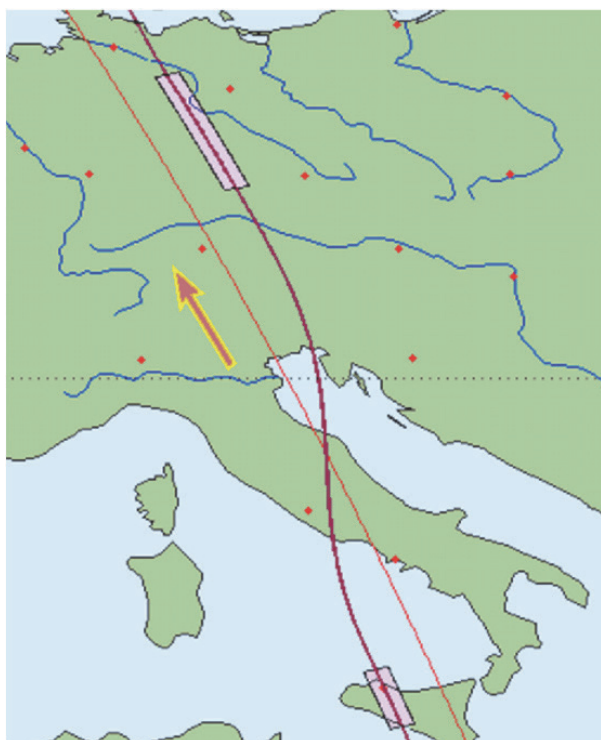


Рис. 6. Два маршрута съёмки Земли на карте

Распределение векторов \mathbf{h} и \mathbf{M}^r осуществляется по закону настройки

$$f_\rho(\mathbf{h}) = \tilde{x}_1 - \tilde{x}_2 + \rho(\tilde{x}_1 \tilde{x}_2 - 1) = 0, \quad (5)$$

где $0 < \rho < 1$, $\rho = \text{const}$; $\tilde{x}_1 = x_1 / q_y$; $\tilde{x}_2 = x_2 / q_z$, $q_s = (4C_\gamma^2 - s^2)^{1/2}$, $s = y, z$, а также, при обозначениях $a \equiv x/2$, $b \equiv q_y q_z - a^2$, соотношениями [16,17]: (i): $q \equiv q_y + q_z$; $\Delta \equiv (q/\rho)(1 - (1 - 4\rho[(q_y - q_z)a + \rho b]/q^2)^{1/2})$;

$$x_1 = (x + \Delta)/2, \quad x_2 = (x - \Delta)/2;$$

(ii) распределение КМ между ДМ в парах по очевидным соотношениям;

(iii) распределение вектора \mathbf{M}^r по явной формуле

$$\tilde{\mathbf{m}} = \{\tilde{m}_p\} = (\{\mathbf{A}_4, \mathbf{a}^f\})^{-1} \{-\mathbf{M}^r, \Phi_\rho(\mathbf{h})\}, \quad (6)$$

где функция $\Phi_\rho(\mathbf{h}) \equiv -h^m \text{sat}(\phi_\rho, \mu_\rho, f_\rho(\mathbf{h}))$ с

положительными параметрами ϕ_ρ, μ_ρ , а строка $\mathbf{a}^f = [a_p^f]$ имеет компоненты

$$a_{1,2}^f = \frac{2C_\gamma}{q_y^3} [2C_\gamma^2 \pm S_\gamma^2 h_2 (h_1 - h_2)] [1 + \rho \frac{C_\gamma (h_3 + h_4)}{q_z}];$$

$$a_{3,4}^f = \frac{2C_\gamma}{q_z^3} [2C_\gamma^2 \mp S_\gamma^2 h_4 (h_3 - h_4)] [1 + \rho \frac{C_\gamma (h_1 + h_2)}{q_y}]. \quad (7)$$

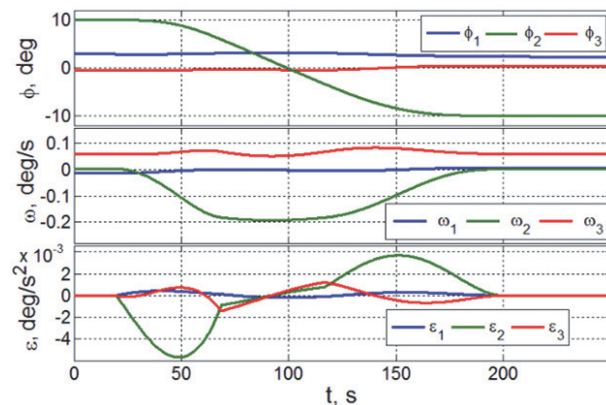


Рис. 7. Закон углового наведения при двух маршрутах сканирующей съёмки

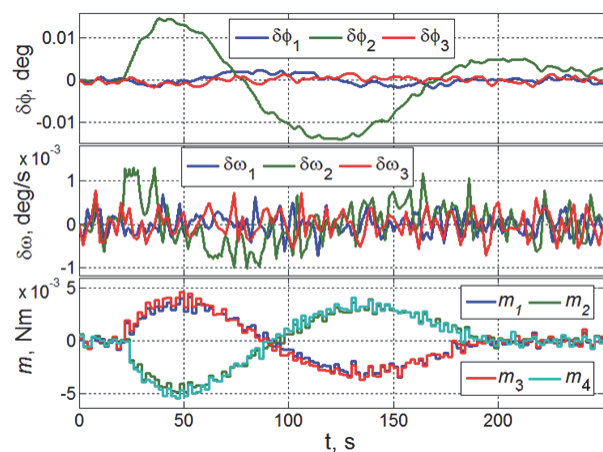


Рис. 8. Погрешности ориентации и управляющие моменты номинального кластера ДМ

Компенсационная схема разгрузки кластера ДМ основана на следующих положениях. Вычисляется модуль I^m и орт \mathbf{e}^m импульса требуемого вектора момента МП для формирования его вариации ΔI^m на периоде T_u^m цифрового управления и вычисления командного вектора $\mathbf{M}_k^c = \{m_k^c\} = \Delta I^m \mathbf{e}^m / T_u^m$ для импульса компенсации вектора МП. Эта команда направляется на кластер ДМ только в том случае, если МП включатся. В момент времени t_r определяется взаимная ориентация ортов \mathbf{b}_r и \mathbf{e}_r^m ; если значение $\kappa \equiv \langle \mathbf{b}_r, \mathbf{e}_r^m \rangle > \cos(\pi/3)$, то МП не включается, иначе вычисляется $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\} = \Delta I^m (\mathbf{b}_r \times \mathbf{e}_r^m) / B_r$; если $q_i \equiv \max\{|l_i|\} > I^m$, то $l_i = (l_i / q_i) I^m$. В этом случае формируется

предварительный вектор $\hat{\mathbf{m}}_k = \{\hat{m}_{pk}\}$ моментов цифрового управления ДМ по соотношению

$$\hat{\mathbf{m}}_k = (\{\mathbf{A}_4, \mathbf{a}^f\})^{-1} \{-(\mathbf{M}_k^r + \mathbf{M}_k^c), \Phi_p(\mathbf{h}_k)\}. \quad (8)$$

Что касается задачи идентификации момента сухого трения на оси вращения ДМ, то рассмотрим только один ДМ без индекса p [16]. При известном моменте инерции ДМ J_r модель его вращения представляется в виде $\dot{\Omega} = a(t) - a^f$, $a = m/J_r$, $a^f(t) = a_0^f \text{sign}(\Omega(t))$, где $a^f(t) \in [-a_0^f, a_0^f]$ описывает момент сухого трения и параметр $a_0^f = m_0^f/J_r = \text{const}$. Предполагая, что $a^f(t) = \text{const} \quad \forall t \in [t_s, t_s + T_q]$, применяется дискретный наблюдатель Луенбергера с периодом $T_q < T_u$ в виде

$$\begin{aligned} \delta\Omega_s &= \Omega_s - \hat{\Omega}_s; \hat{a}_{s+1}^f = \hat{a}_s^f + g_2^f \delta\Omega_s; \\ \hat{\Omega}_{s+1} &= \hat{\Omega}_s + (a_s - \hat{a}_s^f) T_q + g_1^f \delta\Omega_s \end{aligned} \quad (9)$$

для получения оценки \hat{a}_s^f значения a_s^f , где параметры g_1^f и g_2^f определяются явными аналитическими соотношениями. Дискретная оценка момента сухого трения ДМ формируется как $\hat{m}_s^f(t) = \hat{m}_s^f = J_r \hat{a}_s^f$. В результате получают оценки $\hat{m}_k^f(t) \quad \forall t \in [t_k, t_{k+1})$, учитывающие кратность периодов T_u и T_q . Приближенная компенсация моментов сухого трения ДМ реализуется с помощью векторов $\hat{\mathbf{m}} = \{\hat{m}_{pk}\}$ (8) и $\hat{\mathbf{m}}_k^f = \{\hat{m}_{pk}^f\}$. Окончательный вектор цифрового управления кластером ДМ формируется в виде $\mathbf{m}_k =: \hat{\mathbf{m}}_k + \hat{\mathbf{m}}_k^f$.

УПРАВЛЕНИЕ КЛАСТЕРОМ С ОТКАЗАВШИМИ МАХОВИКАМИ

Если в рассматриваемом кластере ДМ происходит отказ какого-либо одного ДМ, то имеется четыре варианта, в каждом из которых матрица \mathbf{A}_4 становится квадратной неособой матрицей \mathbf{A}_3 , но область вариации вектора КМ кластера существенно уменьшается, см. рис. 3. В этом случае функция распределения (5) не используется, соотношение (6) имеет простейший вид $\hat{\mathbf{m}} = \{\hat{m}_p\} = -\mathbf{A}_3^{-1} \mathbf{M}^r$ и окончательный вектор \mathbf{m}_k цифрового управления кластером ДМ формируется указанным выше образом.

Введем индексы $p, q \in \{1, 2, 3, 4\}$, $p \neq q$, соответствующие двум работоспособным ДМ, когда произошел отказ любых двух ДМ. В этом случае существует шесть вариантов для оставшихся работоспособных ДМ с индексами $p, q \in (1, 2; 1, 3; 1, 4; 2, 3; 2, 4; 3, 4)$. Для расчета одновременного цифрового управления двумя ДМ и магнитным приводом используется матрица

$$\mathbf{A}_{pq}^m = [\mathbf{a}_p, \mathbf{a}_q, \mathbf{a}_{pq}^a], \quad (10)$$

где дополнительный орт $\mathbf{A}_{pq}^m = [\mathbf{a}_p, \mathbf{a}_q, \mathbf{a}_{pq}^a]$ ортогонален плоскости, содержащей орты действующих реактивных маховиков. Далее вычисляются требуемые моменты (m_p, m_q) по осям работоспособных ДМ и момент m^m , создаваемый МП вдоль дополнительного орта \mathbf{a}_{pq}^a в соответствии с основным соотношением $\{m_p, m_q, m^m\} = (\mathbf{A}_{pq}^m)^{-1} (-\mathbf{M}^r + \mathbf{M}^m)$.

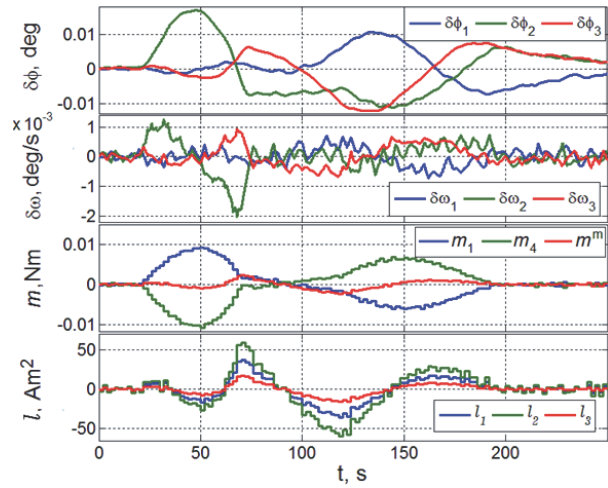


Рис. 9. Погрешности, управляющие моменты ДМ #1, ДМ #4, МП и компоненты вектора ЭММ

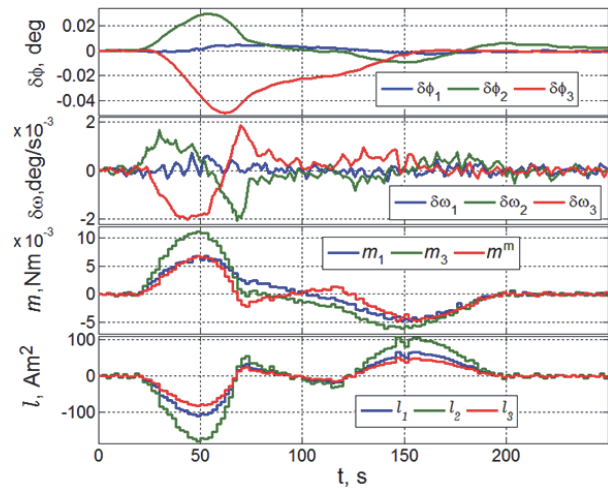


Рис. 10. Ошибки, управляющие моменты ДМ #1, ДМ #3, МП и компоненты вектора ЭММ

На первом этапе потребный вектор электромагнитного момента МП вычисляется как $\mathbf{L} = \hat{m}^m (\mathbf{b} \times \mathbf{a}_{pq}^a) / B$, когда $\{m_p, m_q, \hat{m}^m\} = -(\mathbf{A}_{pq}^m)^{-1} \mathbf{M}^r$, а искомый вектор \mathbf{M}^m момента МП формируется по соотношению $\mathbf{M}^m = -\mathbf{L} \times \mathbf{B}$. Вектор \mathbf{M}^m в общем случае не направлен вдоль дополнительного орта \mathbf{a}_{pq}^a в (10), поэтому необходимо компенсировать влияние «паразитных» моментов МП с помощью

дополнительного управления двумя работоспособными ДМ. В результате получаются окончательные соотношения

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}^{pq} &\equiv -\mathbf{M}^r + \mathbf{M}^m - \langle \mathbf{M}^m, \mathbf{a}_{pq}^a \rangle \mathbf{a}_{pq}^a; \\ \{m_p, m_q, m^m\} &= (\mathbf{A}_{pq}^m)^{-1} \mathbf{Q}^{pq}; \\ \mathbf{L} &= (m^m / \mathbf{B})(\mathbf{b} \times \mathbf{a}_{pq}^a), \end{aligned} \quad (11)$$

которые используются для одновременного цифрового управления любыми двумя маховиками и МП. Отметим, что векторы \mathbf{M}^m и \mathbf{L} изменяются при движении КА из-за существенного изменения вектора \mathbf{B} магнитной индукции Земли в ССК.

ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КА

Значения вектора углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_l = -2\mathbf{e}_{0l}\mathbf{e}_l = -\delta\boldsymbol{\phi}_l$ и измеряемого вектора $\boldsymbol{\omega}_l$ фильтруются с периодом T_q , а затем формируются значения векторов $\boldsymbol{\varepsilon}_k^f \equiv \boldsymbol{\varepsilon}^f(t_k)$, $\boldsymbol{\omega}_k^f$ $k \in \mathbb{N}_0$ для их применения в цифровом законе управления кластере ДМ

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{k+1} &= \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\boldsymbol{\varepsilon}_k^f); \\ \mathbf{M}_k^r &= \boldsymbol{\omega}_k^f \times \mathbf{G}_k^o + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\varepsilon}_k^p + [\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\omega}_k^p \times] \boldsymbol{\omega}_k^f + \tilde{\mathbf{m}}_k), \end{aligned} \quad (12)$$

где $\mathbf{G}_k^o = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_k^f + \mathbf{H}_k$, а $\mathbf{B}, \mathbf{P}, \mathbf{C}$ и \mathbf{K} являются диагональными матрицами. Затем командный вектор \mathbf{M}_k^r управляющего момента кластера распределяется между ДМ, а также магнитным приводом, если это необходимо. Для полностью работоспособного кластера ДМ такое распределение реализуется по соотношению (5) с учетом цифрового командного вектора \mathbf{M}_k^c компенсации момента МП при разгрузке кластера ДМ, а также компенсации моментов сухого трения ДМ. Такая же технология используется, когда выходит из строя только один маховик, но здесь обращение матрицы \mathbf{A}_3 реализуется без настройки кластера.

При отказе любых двух ДМ период цифрового управления МП становится равным периоду цифрового управления кластером ДМ. В этом случае с учетом (11) получаются явные дискретные соотношения

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}_k^{pq} &\equiv -\mathbf{M}_k^r + \mathbf{M}_k^c - \langle \mathbf{M}_k^c, \mathbf{a}_{pq}^a \rangle \mathbf{a}_{pq}^a; \\ \{m_{pk}, m_{qk}, m_k^m\} &= (\mathbf{A}_{pq}^m)^{-1} \mathbf{Q}_k^{pq}; \end{aligned} \quad (13)$$

$$\mathbf{L}_k = \{l_{ik}\} = (m_k^m / \mathbf{B}_k)(\mathbf{b}_k \times \mathbf{a}_{pq}^a) \quad (14)$$

для одновременного цифрового управления кластером ДМ и магнитным приводом. Учет цифрового командного вектора \mathbf{M}_k^c для компенсации момента МП при разгрузке кластера

ДМ, а также компенсация моментов сухого трения, выполняются очевидным образом.

КОМПЬЮТЕРНАЯ ВЕРИФИКАЦИЯ

При модели СУО (2), (3) разработанные дискретные алгоритмы (5) – (9), (12) – (14) для управления кластером ДМ и МП были проверены с учетом всех шести возможных вариантов отказа любых двух ДМ. Рассмотрен мини-спутник землеобзора массой 250 кг на солнечно-синхронной орбите высотой 600 км. При заданной высоте орбиты и поле зрения телескопа 4.58 град ширина захвата составляет 48 км. Были назначены граничные параметры ДМ и МП $m^m = 0.2$ Нм; $m^{fm} = 2 \cdot 10^{-4}$ Нм; $h^m = 10$ Нмс;

$I^m = 200$ Ам², а также периоды управления ДМ и МП $T_u = T_u^e = 2$ с.

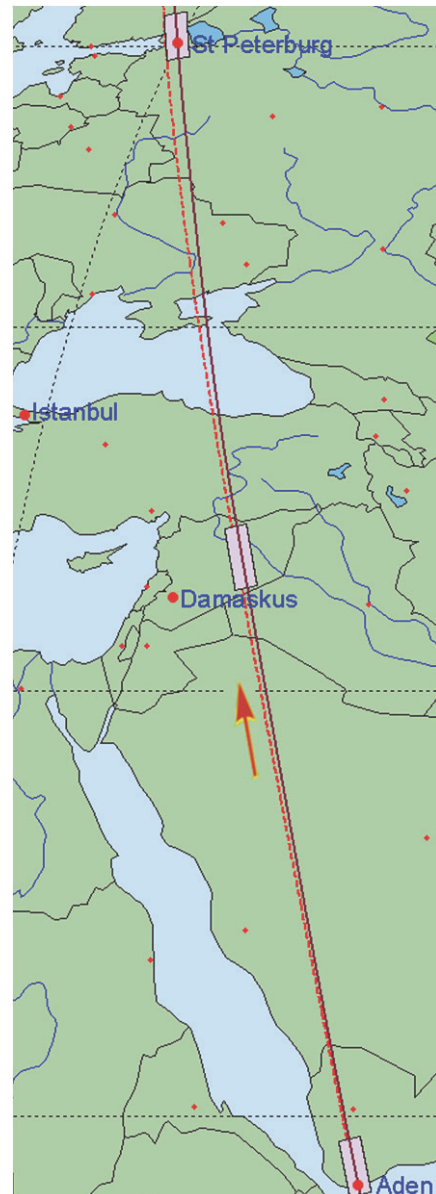


Рис. 11. Три маршрута съемки Земли на карте

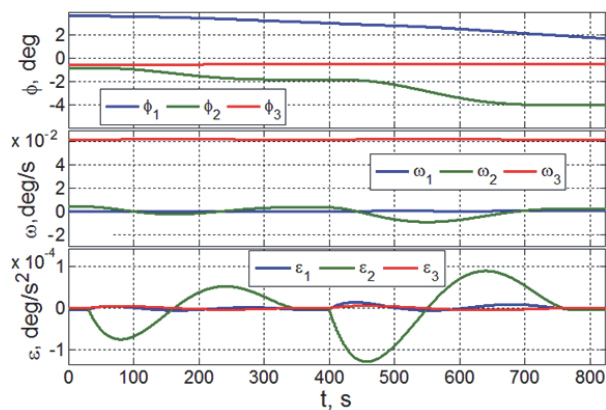


Рис. 12. Закон углового наведения КА при трех маршрутах съёмки

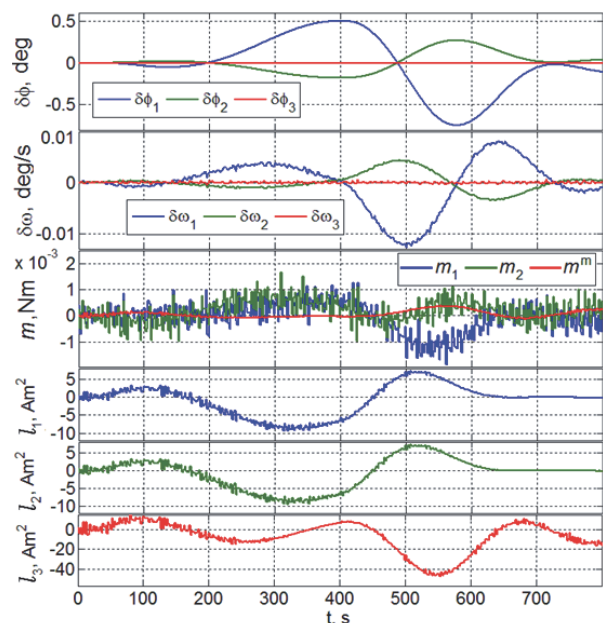


Рис. 13. Ошибки, управляющие моменты ДМ #1, ДМ #2, МП и компоненты вектора ЭММ

На рисунке 1 *b* угол $\gamma = 72$ град. На рис. 6 представлена карта с двумя маршрутами сканирующей трассовой съёмки и поворотным маневром между ними по крену на угол 20 град. Закон углового наведения КА в ОСК приведён на рис. 7 для углов $\phi_i(t) = \phi_i^p$, угловых скоростей $\omega_i = \omega_i^p$ и ускорений $\epsilon_i = \epsilon_i^p$. На рис. 8 представлены погрешности стабилизации КА по углам $\delta\phi_i$ и скоростям $\delta\omega_i$, а также управляющим моментам m_p при всех четырех работоспособных ДМ при реализации этого закона наведения. Аналогичные характеристики по ошибкам, управляющим моментам и компонентам вектора ЭММ при реализации этого же закона наведения КА представлены на рис. 9 при использовании ДМ #1, ДМ #4 и МП, а также на рис. 10, когда применяются ДМ #1, ДМ #3 и МП.

В таблице 1 представлена точность СУО при двух маршрутах съёмки на рис. 6, а именно

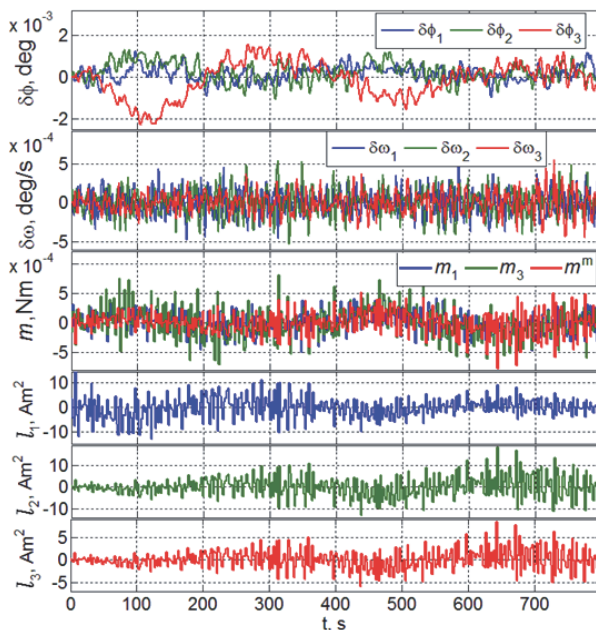


Рис. 14. Ошибки, управляющие моменты ДМ #1, ДМ #3, МП и компоненты вектора ЭММ

Таблица 1. Точность при двух маршрутах съёмки

Работающие ДМ, # p, q	$m_{\delta\phi}$, град $\times 10^{-4}$	$\sigma_{\delta\phi}$, град $\times 10^{-4}$	$m_{\delta\omega}$, град/с $\times 10^{-5}$	$\sigma_{\delta\omega}$, град/с $\times 10^{-4}$
Маршрут наблюдения # 1, $t \in [0, 20]$ с				
1,3	3.28	3.28	1.77	1.63
1,4	4.14	5.23	1.43	2.60
2,3	2.56	2.97	1.57	2.15
2,4	1.40	3.15	3.21	2.12
Маршрут наблюдения # 2, $t \in [200, 250]$ с				
1,3	130.0	13.0	8.71	3.35
1,4	20.0	16.0	13.91	2.26
2,3	30.0	13.0	7.83	2.69
2,4	67.0	22.0	1.57	2.18

среднее значение m_x и среднеквадратическое отклонение σ_x погрешностей угла ($x = \delta\phi$) и скорости ($x = \delta\omega$).

Мы получили близкие характеристики при использовании ДМ #2, ДМ #3 с МП и ДМ #2, ДМ #4 с МП. Особенностью этих четырёх вариантов является то, что эти ДМ принадлежат различным парам. Нетрудно видеть близость точностных характеристик СУО в сравниваемых вариантах всех четырех действующих ДМ (рис. 8) и двух работоспособных ДМ в разных парах вместе с МП (рис. 9 и 10). Заметим, что в этих вариантах все компоненты вектора \mathbf{L} ЭММ не превышают по модулю значения $I^m = 200 \text{ Ам}^2$, см. рис. 10.

В двух оставшихся вариантах ДМ с индексами $p, q \in (1, 2; 3, 4)$ эти работоспособные ДМ

Таблица 2. Точность при трёх маршрутах съёмки

Работающие ДМ, # p, q	$m_{\delta\phi}$, град $\times 10^{-4}$	$\sigma_{\delta\phi}$, град $\times 10^{-4}$	$m_{\delta\omega}$, град/с $\times 10^{-5}$	$\sigma_{\delta\omega}$, град/с $\times 10^{-4}$
Маршрут наблюдения # 1, $t \in [0,30]$ с				
1,2	2.00	2.91	2.09	1.84
1,3	1.32	3.92	1.57	2.05
1,4	2.02	3.90	0.858	1.72
2,3	2.69	3.90	4.84	2.28
2,4	2.44	4.98	1.33	2.36
3,4	2.26	4.27	14.50	2.29
Маршрут наблюдения # 2, $t \in [360,400]$ с				
1,2	520.0	100.0	100.0	5.57
1,3	3.95	5.44	2.54	2.52
1,4	5.45	4.22	2.13	2.38
2,3	5.24	4.22	2.05	2.44
2,4	3.25	5.48	1.03	2.84
3,4	6.00	5.08	1.92	2.38
Маршрут наблюдения #3, $t \in [965,1015]$ с				
1,2	110.0	160.0	100.0	4.30
1,3	5.79	5.31	1.37	2.47
1,4	6.23	4.60	1.01	2.20
2,3	4.34	4.62	2.59	2.11
2,4	5.95	5.04	2.20	2.11
3,4	6.14	5.62	2.16	2.35

входят в исходные пары. Здесь невозможно точно реализовать указанный закон наведения при заданном ограничении на компоненты вектора ЭММ из-за большого требуемого вектора углового ускорения, модуль которого ограничен значением 0.0056 град/с².

Для доказательства эффективности предложенного способа управления ориентацией спутника землеобзора в случае отказа любых двух ДМ рассмотрен вариант трех маршрутов трассовой съёмки с малыми требуемыми угловыми ускорениями. На рисунке 11 представлены три маршрута съёмки указанных районов в Йемене, Сирии и России, для которых требуется вектор углового ускорения, ограниченный по модулю значением 0.00012 град/с². Для варианта трассовой съёмки закон наведения КА в ОСК показан на рис. 12, характеристики по ошибкам СУО, управляющим моментам и компонентам вектора ЭММ при реализации этого закона наведения представлены на рис. 13 при использовании ДМ #1, ДМ #2 и МП, на рис. 14, когда применялись ДМ #1, ДМ #3 и МП, а также в табл. 2. Полученные результаты свидетельствуют, что эффективность работы любых двух ДМ вместе с МП при управлении ориентацией КА существенно зависит от расположения вектора индукции геомагнитного поля в ССК спутника, здесь можно сравнить результаты на рис. 13, 14, а также в табл. 2.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлен новый подход к обеспечению живучести цифровой системы управления ориентацией мини-спутника наблюдения Земли при всех возможных отказах двух реактивных маховиков в кластере по схеме *General Electric*, а также алгоритмы нелинейного цифрового управления и результаты, полученные при их компьютерной верификации. Установлено, что при отказах двух любых реактивных маховиков разработанные цифровые законы управления кластером маховиков и магнитным приводом обеспечивают выполнение трассовой сканирующей съёмки земной поверхности, но не на любом участке орбиты спутника и при снижении доступных ускорений его поворотных маневров в случае некоторых вариантов отказов маховиков.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Testoyedov N., Rayevsky V., Somov Ye., Titov G., Yakimov Ye.* Attitude and orbit control systems of Russian communication, navigation and geodesic satellites: History, present and future, IFAC PapersOnLine, vol. 50, no. 1, pp. 6422-6427, 2017.
2. *Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T.* Control of robot-manipulator during its preparation and capture of a passive satellite, Mathematics in Engineering, Science and Aerospace, vol. 10, no. 3, pp. 421-432, 2019.
3. *Somov Ye., Butyrin S., Somova T., Somov S.* In-flight verification of attitude control system for a land-survey satellite at a final of its manufacturing, IFAC PapersOnLine, vol. 51, no. 30, pp. 66-71, 2018.
4. *Krishnan H., McClamroch N., Reyhanoglu M.* Attitude stabilization of a rigid spacecraft using two momentum wheel actuators, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol.18, no. 2, pp. 256-263, 1995.
5. *Boyer F., Alamir M.* Further results on the controllability of a two-wheeled satellite, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 30, no. 2, pp. 611-619, 2007.
6. *Lam Q., Anderson B., Xin M.* Preserving spacecraft attitude control accuracy using θ -D controller subject to reaction wheel failures", AIAA Paper, no. 2010-3522, 2010, pp. 1-19.
7. *Horri N., Palmer P.* Practical implementation of attitude-control algorithms for an underactuated satellite, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 35, no. 1, pp. 40-45, 2012.
8. *Gui H., Jin L., Xu S.* Attitude maneuver control of a two-wheeled spacecraft with bounded wheel speeds, Acta Astronautica, vol. 88, no. 4, pp. 98-107, 2013.
9. *Kim S., Kim Y.* Spin-axis stabilization of a rigid spacecraft using two reaction wheels, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 24, no. 5, pp. 1046-1049, 2001.
10. *Lam Q., Sanneman P., Stamatakos N., Vogt B., Kim J.* A mixed-mode attitude control system strategy for actuator failure accommodation, AIAA Paper, no.

- 2001-4156, pp. 1-11, 2001.
11. Roberts B., Kruk J., Ake T., Englar T., Class B., Rovner D. Three-axis attitude control with two reaction wheels and magnetic torquer bars, AIAA Paper, no. 2004-5245, pp. 1-8, 2004.
 12. Forbes J., Damaren C. Geometric approach to spacecraft attitude control using magnetic and mechanical actuation, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 33, no. 2, pp. 590-595, 2010.
 13. Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Обеспечение живучести системы управления ориентацией спутника землекобзора при отказах роторных приводов // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20. № 6. С. 190-195.
 14. Reckdahl K.J. Wheel speed control system for spacecraft with rejection of null space wheel momentum, USA Patent no. 6141606, 2000.
 15. Ratan S., Li X. Optimal speed management for reaction wheel control system and method, USA Patent no. 7198232, 2007.
 16. Somova T. Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey mini-satellite motion, Journal of Aeronautics and Space Technologies, vol. 9, no. 2, pp. 35-45, 2016.
 17. Somova T. Satellite attitude guidance and economical digital control during initial modes, Mathematics in Engineering, Science and Aerospace, vol. 9, no. 3, pp. 365-372, 2018.

ENSURING THE SURVIVABILITY OF SPACECRAFT CONTROL SYSTEM AT CRITICAL FAILURES OF REACTION WHEELS

© 2021 S.Ye. Somov^{1,2}, T.Ye. Somova²

¹Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences, Samara, Russia

²Samara State Technical University, Samara, Russia

A method for ensuring the survivability of the spacecraft attitude control system with a minimally redundant cluster of flywheels by *General Electric* scheme and a magnetic drive in the event of the flywheels' failures is presented. The results of computer simulation were obtained and it was found that in case of failure of any two flywheels, the Earth survey satellite retains the ability to scanning observation given targets.

Key words: spacecraft, attitude control, reaction wheels, failures, survivability

DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-2-66-74

Sergey Somov, Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, 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