

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЖИВУЧЕСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБОЗОРА ПРИ ОТКАЗАХ РОТОРНЫХ ПРИВОДОВ

© 2018 С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский научный центр Российской академии наук

² Самарский государственный технический университет

Статья поступила в редакцию 10.12.2018

Представляются метод обеспечения живучести системы управления ориентацией спутника землеобзора и алгоритмы цифрового управления минимально-избыточным кластером роторных приводов и магнитным приводом при возможных отказах любых двигателей-маховиков.

Ключевые слова: геодезический спутник, система ориентации, неисправности приводов, живучесть.

Работа поддержана РФФИ, грант 17-48-630637.

ВВЕДЕНИЕ

В системах управления ориентацией (СУО) малых спутников землеобзора (рис. 1) традиционно применяются электромеханические роторные приводы в виде реактивных двигателей-маховиков (ДМ), разгрузка которых от накопленного кинетического момента (КМ) эпизодически выполняется магнитным приводом (МП) [1]. Здесь наиболее популярны две минимально-избыточные схемы силового роторного кластера (СРК) на основе четырёх ДМ – схема NASA, где оси трёх ДМ направлены по осям канонической системы координат $O_c^g x_c^g y_c^g z_c^g$, которая фиксирована в связанной с корпусом КА системе координат (ССК) O_{xyz} , см. рис. 1, а четвертый ДМ – по пространственной биссектрисе между этими осями, рис. 2 а, и схема *General Electric (GE)*, где оси четырёх ДМ располагаются симметрично по образующим кругового конуса, рис. 2 б. Практическое применение кластера ДМ по схеме NASA реализуется следующим образом: в начале миссии космического аппарата (КА) работают три ДМ и только при отказе любого такого ДМ включается четвёртый резервный ДМ.

Кластер ДМ по схеме *GE* (рис. 2 б) применяется по-другому: в начале миссии КА работают все 4 ДМ (рис. 3) и при отказе любого (например, четвёртого) ДМ кластер продолжает успешно работать, но с уменьшенной областью вариации вектора его КМ, рис. 4.

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

Татьяна Евгеньевна Сомова, младший научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надёжности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru

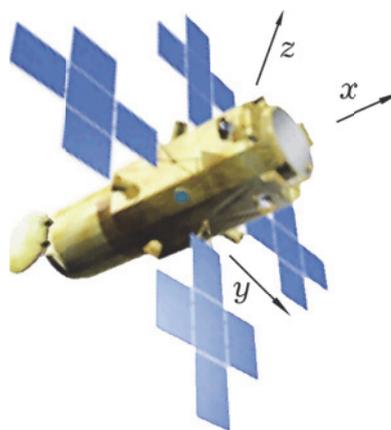


Рис. 1. Малый КА землеобзора

Форма области вариации вектора управляющего момента для любой схемы кластера ДМ всегда подобна форме области вариации его КМ, а сингулярное состояние кластера наступает только при достижении вектора его суммарного КМ внешней границы этой области, совпадающей с её оболочкой.

Схема *GE* обладает рядом преимуществ, в частности выбором угла γ на рис. 2 б легко достигаются требуемые соотношения в форме потребной области вариации вектора кинетического момента СРК, соответствующие целевым задачам СУО спутника. Эта схема широко применяется в современных информационных КА, поэтому в статье исследуются именно её возможности в части обеспечения живучести [2, 3] СУО спутника землеобзора при отказе любых двух реактивных двигателей-маховиков. При этом используются общепринятые обозначения

$$\{\cdot\} = \text{col}(\cdot), [\cdot] = \text{line}(\cdot), \langle \cdot, \cdot \rangle, (\cdot \times \cdot),$$

$$[\alpha]_i, (\cdot)^t, [\mathbf{a} \times] \text{ и } \circ, \sim$$

для векторов, матриц и кватернионов.

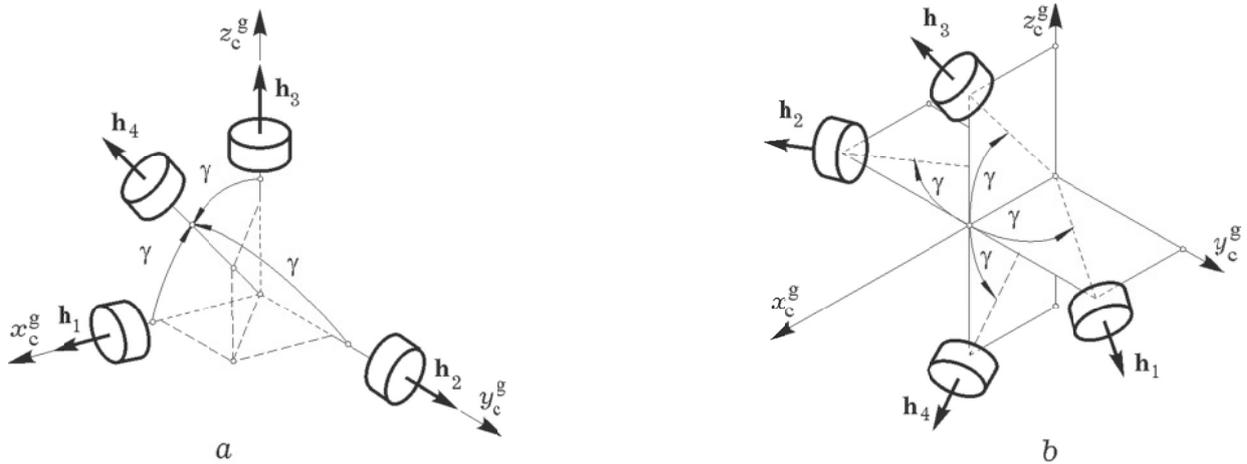


Рис. 2. Схемы силовых роторных кластеров ДМ: NASA (a) и GE (b)

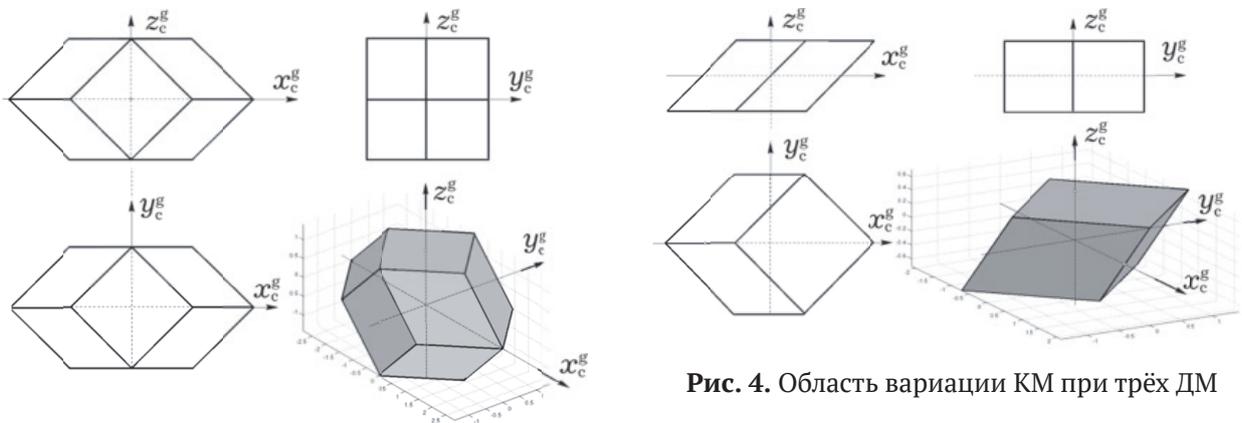


Рис. 3. Область вариации КМ при четырёх ДМ

1. МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Считая, что каноническая СК $O_c^g x_c^g y_c^g z_c^g$ совпадает с ССК $Oxyz$, составим матрицу \mathbf{A} из ортов \mathbf{a}_p , $p = 1, 2, 3, 4 \equiv 1 \div 4$ осей вращения ДМ в ССК. При обозначениях $C_\gamma = \cos \gamma$ и $S_\gamma = \sin \gamma$ получается матрица

$$\mathbf{A} = [\mathbf{a}_p] = \begin{bmatrix} C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma \\ S_\gamma & -S_\gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_\gamma & -S_\gamma \end{bmatrix}$$

установки СРК по схеме GE в ССК. Вектор кинетического момента СРК \mathbf{H} представляется в ССК столбцом $\mathbf{H} = \{H_i\}$, $i = 1 \div 3$, который связан со столбцом собственных кинетических моментов ДМ $\mathbf{h} = \{h_p\}$, $p = 1 \div 4$, соотношением $\mathbf{H} = \mathbf{A} \mathbf{h}$.

Для описания углового движения КА применяются: (i) инерциальная системы координат (ИСК) \mathbf{I}_\oplus с началом в центре Земли O_\oplus ; (ii) геодезическая Гринвичская система координат (ГСК); (iii) ССК \mathbf{V} ($Oxyz$) КА с началом в его центре масс O ; (iv) орбитальная система координат (ОСК) O ($Ox^o y^o z^o$).

Ориентация ССК \mathbf{V} в ИСК \mathbf{I}_\oplus определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, где $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$, вектором параметров Эйлера $\Lambda = \{\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}\}$, который представляется в форме $\Lambda = \{C_{\Phi/2}, \mathbf{e}_e S_{\Phi/2}\}$ с ортом \mathbf{e}_e мгновенной оси Эйлера и углом Φ собственного поворота, Кинематические уравнения для кватерниона Λ

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \boldsymbol{\omega} / 2, \quad (1)$$

где вектор $\boldsymbol{\omega} = \{\omega_i\}$ представляет абсолютную угловую скорость корпуса КА в ССК.

Ориентация ССК \mathbf{V} относительно ОСК O определяется углами рыскания ϕ_1 , крена ϕ_2 и тангажа ϕ_3 относительно осей Ox , Oy и Oz соответственно (см. рис. 1) в последовательности 132, а также матрицей направляющих косинусов $C^o = [\phi_2]_2 [\phi_3]_3 [\phi_1]_1$.

Модель динамики углового движения КА с учетом упругости панелей солнечных батарей (СБ) принимается в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{D}_q \ddot{\mathbf{q}} &= -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} + \mathbf{M}^r + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^d; \\ \mathbf{D}_q^t \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{A}^q \ddot{\mathbf{q}} &= -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}); \\ J_r \mathbf{A}_\gamma^t \dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\mathbf{h}} &= \mathbf{M}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}$ представляет вектор КМ механической системы; вектор $\mathbf{M}^r = -\mathbf{A}_\gamma \dot{\mathbf{h}}$

– управляющий момент кластера ДМ, передаваемый на корпус КА; векторы $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$ и \mathbf{M}^d представляют соответственно моменты МП и моменты всех других внешних сил, включая моменты сил солнечного давления; матрица \mathbf{D}_q описывает взаимосвязь углового движения корпуса КА и упругих колебаний панелей СБ; матрицы $\mathbf{A}^q = \text{diag}\{\mu_j\}$, $\mathbf{V}_q = \text{diag}\{\frac{\delta}{\pi}\Omega_j\}$ и $\mathbf{W}_q = \text{diag}\{\Omega_j^2\}$ представляют обобщённые массы и нормированные параметры демпфирования и упругости панелей СБ по тонам их упругих колебаний, и наконец, столбец $\mathbf{M} = \{m_p\}$, $p = 1 \div 4$, составлен из управляющих моментов m_p по осям вращения ДМ. Собственный КМ и управляющий момент каждого ДМ ограничены, что представляется неравенствами

$$|m_p(t)| \leq m^m; \quad |h_p(t)| \leq h^m, \quad p = 1 \div 4.$$

В ССК нормированный вектор \mathbf{h} КМ кластера ДМ имеет вид

$$\mathbf{h} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{H}}{h^m} = \begin{bmatrix} x_1 + x_2 \\ S_\gamma(h_1 - h_2) \\ S_\gamma(h_3 - h_4) \end{bmatrix},$$

где $x_1 = C_\gamma(h_1 + h_2)$, $x_2 = C_\gamma(h_3 + h_4)$ и $h_p = h_p / h^m$, причем $|h_p| \leq 1$.

В процессе управления спутником используются измерения кватерниона \mathbf{A} ориентации его корпуса, кинетических моментов h_p ДМ и вектора индукции $\mathbf{B} = \mathbf{b}\mathbf{B}$ магнитного поля Земли с ортом \mathbf{b} в моменты времени $t_s = sT_q$, $s \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots)$ с периодом T_q . Командные векторы цифрового управления кластером ДМ \mathbf{M}_k^r и магнитным приводом \mathbf{M}_k^m формируются с периодом $T_u > T_q$ в моменты времени $t_k = kT_u$, $k \in N_0$.

Задача состоит в синтезе цифровых алгоритмов управления СРК на основе четырёх, любых трёх, а также любых двух работоспособных ДМ с применением магнитного привода.

2. УПРАВЛЕНИЕ ДМ И МП

При управлении кластером четырёх ДМ принципиальная проблема заключается в распределении потребных векторов кинетического \mathbf{H} и управляющего $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}$ моментов между избыточным числом ДМ в составе кластера. При некоторых упрощениях эта проблема состоит в одновременном решении двух уравнений

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h} &= \mathbf{H} \quad \forall \mathbf{H} \in \mathbf{R}^3, \mathbf{h} \in \mathbf{R}^4; \\ \mathbf{A}_\gamma \mathbf{M} &= \mathbf{M}^r \quad \forall \mathbf{M}^r \in \mathbf{R}^3, \mathbf{M} \in \mathbf{R}^4. \end{aligned} \quad (3)$$

Применение псевдобротной матрицы $\mathbf{A}_\gamma^\# = \mathbf{A}_\gamma^t (\mathbf{A}_\gamma \mathbf{A}_\gamma^t)^{-1}$ не обеспечивает единствен-

ности решения уравнений (3). Для устранения этого коварного эффекта были предложены различные подходы, например представленные в патентах США [4], [5]. Здесь используется оригинальный метод разрешения этих уравнений, основанный на применении скалярной функции настройки, которая позволяет точно и однозначно распределить векторы \mathbf{H} и $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}$ между четырьмя ДМ по явным аналитическим соотношениям.

Распределение заданного вектора нормированного КМ кластера $\mathbf{h} = \{x, y, z\}$ между четырьмя ДМ выполняется по закону

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

где $\tilde{x}_1 = x_1 / q_y$, $\tilde{x}_2 = x_2 / q_z$ и $q_s = (4C_\gamma^2 - s^2)^{1/2}$, $s = y, z$, используя явные аналитические соотношения в следующих двух этапах:

1) при $q \equiv q_y + q_z$, $a \equiv q_y - q_z$, $b \equiv x/2$ и $c \equiv q_y q_z$ распределение КМ между парами ДМ

$$\Delta \equiv (q/\rho)(1 - \sqrt{1 - 4\rho[ab + \rho(c - b^2)]/q^2}),$$

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

2) распределение КМ между ДМ в каждой паре по очевидным явным соотношениям.

Для однозначной разрешимости задачи определения вектора-столбца $\mathbf{M} = \{m_p\}$ управляющих моментов ДМ к трем линейным алгебраическим уравнениям добавляется дифференциальное уравнение закона распределения вектора управляющего момента между ДМ

$$d f_\rho / d t = \langle \mathbf{a}^f, \dot{\mathbf{h}} \rangle = -\text{sat}(\phi_\rho, \mu_\rho f_\rho) \equiv \Phi,$$

где при обозначениях

$$b_{12} = 1 + (\rho/q_z)C_\gamma(h_3 + h_4),$$

$$b_{34} = 1 + (\rho/q_y)C_\gamma(h_1 + h_2)$$

скалярные функции $a_{1,2}^f$ и $a_{3,4}^f$ представляются в явном виде

$$a_{1,2}^f = 2C_\gamma[2C_\gamma^2 \pm S_\gamma^2 h_2 (h_1 - h_2)](b_{12} / q_y^3);$$

$$a_{3,4}^f = -2C_\gamma[2C_\gamma^2 \pm S_\gamma^2 h_4 (h_3 - h_4)](b_{34} / q_z^3).$$

В итоге получается линейная система четырех уравнений

$$\begin{bmatrix} C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma \\ S_\gamma & -S_\gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_\gamma & -S_\gamma \\ a_1^f & a_2^f & a_3^f & a_4^f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \\ m_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -M_1^r \\ -M_2^r \\ -M_3^r \\ h^m \Phi \end{bmatrix},$$

которая решается аналитически.

При отказе любого одного ДМ матрица \mathbf{A} становится квадратной невырожденной, управляющие моменты m_p работоспособных ДМ также определяются аналитически, но уменьшается область вариации вектора КМ такого кластера, см. рис. 4.

При отказе любых двух ДМ в матрице \mathbf{A} остаются только два столбца, а область вариации вектора КМ СРК представляется ромбом в соответствующей плоскости. В такой ситуации невозможно трёхосное управление ориентацией КА с помощью только СРК.

Пусть известны индексы $p, q \in (1, 2, 3, 4)$, $p \neq q$, двух ДМ, которые остались работоспособными. Вычисляются вектор $\mathbf{s} \equiv \mathbf{a}_p + \mathbf{a}_q$, орт $\mathbf{e}_{pq} = \mathbf{s} / \|\mathbf{s}\|$, орт вектора потребного управляющего момента МП $\mathbf{i}^m = \mathbf{b} \times \mathbf{e}_{pq}$ и формируется матрица $\mathbf{A}_{pq}^m = [\mathbf{a}_p \ \mathbf{a}_q \ \mathbf{i}^m]$. Задача сводится к определению модулей управляющих моментов, соответствующих ДМ (m_p и m_q) и МП (m^m), исходя из векторно-матричного соотношения $\mathbf{A}_{pq}^m \{m_p, m_q, m^m\} = \mathbf{M}^r$, которое разрешается обращением квадратной матрицы \mathbf{A}_{pq}^m . Отметим, что эта матрица существенно изменяется за счет как углового, так и поступательного движения КА из-за вариации вектора \mathbf{B} индукции магнитного поля Земли в ССК.

3. УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КА

Маршруту сканирующей оптико-электронной съёмки соответствует закон углового наведения КА землеобзора, при котором происходит требуемое движение оптического изображения по фото-приемной поверхности матриц оптико-электронных преобразователей. Задача расчёта кватерниона $\Lambda^p(t)$ программной ориентации ССК относительно ИСК на заданном интервале времени решается на основе векторного сложения всех элементарных движений телескопа в ГСК с учетом текущей перспективы наблюдения при задании потребного начального геодезического азимута сканирования [6] - [9].

Пусть $\Lambda^p(t)$ и $\omega^p(t)$ представляют кватернион и вектор угловой скорости корпуса КА в его программном угловом движении. Кватернион \mathbf{E} рассогласования формируется в виде $\mathbf{E} = (\mathbf{e}_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda$, при этом вектор параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{\mathbf{e}_0, \mathbf{e}\}$ и матрица погрешности ориентации $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 \mathbf{e}_0 + [\mathbf{e} \times]$. Вектор $\delta\omega$ погрешности угловой скорости определяется в ССК как $\delta\omega = \omega - \mathbf{C}^e \omega^p(t)$.

Для векторов $\mathbf{x} = \{x_i\}$, $\mathbf{y} = \{y_i\}$ и скалярного параметра $a^m > 0$ введем функцию $\mathbf{y} = \mathbf{sc}(\mathbf{x}, a^m)$ с алгоритмическим определением $q = \max_i |x_i|$; if $q \geq a^m$ then $y_i = a^m x_i / q$. Эта функция ограничивает все компоненты вектора \mathbf{x} по модулю параметром a^m , но сохраняет пропорциональность между ними. В контуре цифрового управления ориентацией КА при векторе погрешности $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} \equiv \{2\mathbf{e}_0 \mathbf{e}\}$

вектор углового рассогласования \mathbf{e} представляется как $\mathbf{e} = -\delta\phi$. Его дискретно измеренные и отфильтрованные значения \mathbf{e}_k^f , а также значения вектора программного углового ускорения $\dot{\omega}_k^p = \dot{\omega}^p(t_k)$, используются в векторном законе цифрового управления \mathbf{M}_k^r кластером ДМ, представленного с векторной «рабочей» переменной \mathbf{g} в дискретной рекуррентной форме

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{b}_\phi \mathbf{g}_k + \mathbf{c}_\phi \mathbf{e}_k^f;$$

$$\mathbf{M}_k^r = \mathbf{J} \mathbf{sc}(\dot{\omega}_k^p + \mathbf{k}_\phi \mathbf{g}_k + \mathbf{p}_\phi \mathbf{e}_k^f, a^m),$$

где $\mathbf{b}_\phi, \mathbf{c}_\phi, \mathbf{p}_\phi$ и \mathbf{k}_ϕ являются постоянными параметрами.

При цифровом управлении электромагнитным моментом $\mathbf{L}_k = \{l_{ik}\}$ магнитного привода определяется взаимная ориентация ортов \mathbf{b}_k и \mathbf{i}_k^m в ССК, если $|\langle \mathbf{b}_k, \mathbf{i}_k^m \rangle| > c^s = 1/\sqrt{2}$, то на текущем периоде дискретности МП не включается, иначе формируется вектор ЭММ

$$\mathbf{L}_k = \mathbf{sc}(m_k^m (\mathbf{b}_k \times \mathbf{i}_k^m) / B_k, 1^m)$$

с компонентами $|l_{ik}| \leq 1^m$, который фиксируется на полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$. Вектор механического момента МП \mathbf{M}^m в (2) формируется $\forall t \in [t_k, t_{k+1})$ по соотношению

$$\mathbf{M}^m(t) = \{m_i^m(t)\} = -\mathbf{L}_k \times \mathbf{B}(t).$$

4. КОМПЬЮТЕРНАЯ ИМИТАЦИЯ

Разработанные алгоритмы управления СРК с учетом всех возможных отказов ДМ и магнитным приводом (при необходимости), были проверены численными методами на примере малого спутника землеобзора, который располагается на солнечно-синхронной орбите с высотой полёта 600 км. Рис. 5 и 6 представляют последовательность двух маршрутов сканирующей трассовой съёмки с поворотным маневром между ними по крену на угол 20 град и соответствующий закон углового наведения спутника в ОСК.

При периоде дискретной фильтрации $T_q = 0.25$ с измерений только углового положения КА с СКО погрешности $\sigma = 3$ угл. сек и периоде цифрового управления ДМ и МП $T_u = 2$ с ошибки по углам и угловым скоростям при реализации указанной программы движения КА, а также управляющие моменты всех четырех ДМ, представлены на рис. 7.

Аналогичные характеристики ошибок и управляющих моментов при реализации этой же программы движения КА с помощью второго и четвёртого ДМ совместно с магнитным приводом представлены на рис. 8 и 9.

Нетрудно убедиться в близости достигаемых показателей точности стабилизации в сравниваемых вариантах. Этот факт свидетельствует

о сохранении возможности трассовой сканирующей съёмки наземных объектов с некоторым уменьшением доступного темпа поворотных маневров, т.е. обеспечении живучести СУО КА землеобзора.



Рис. 5. Отображение маршрутов съёмки на карте

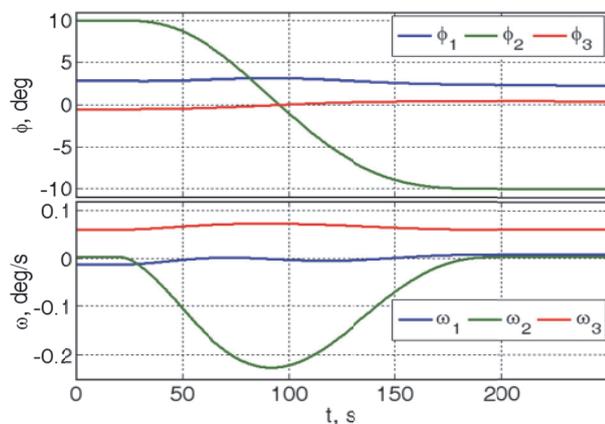


Рис. 6. Закон углового наведения КА в ОСК

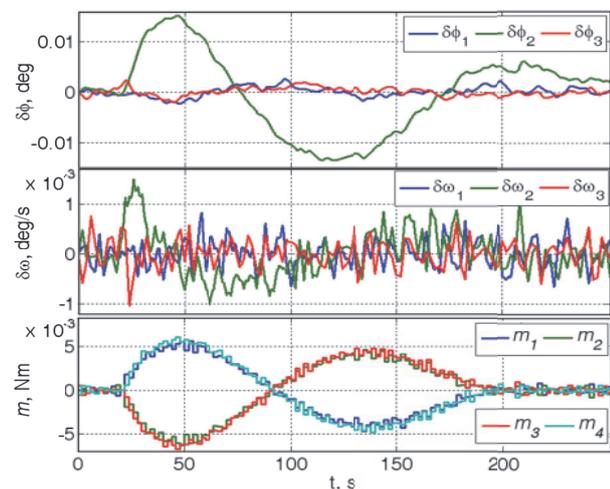


Рис. 7. Ошибки и управляющие моменты СРК при всех работоспособных ДМ

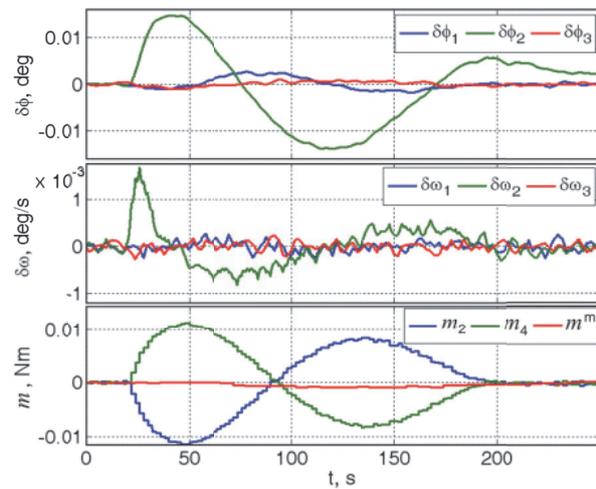


Рис. 8. Ошибки и управляющие моменты двух работоспособных ДМ и магнитного привода

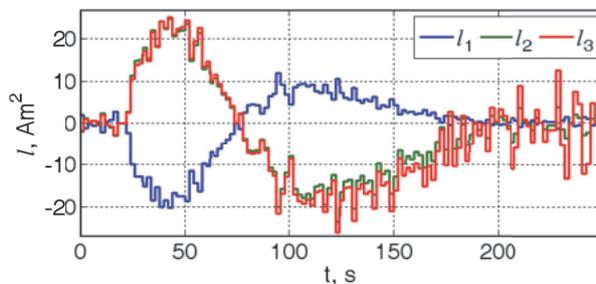


Рис. 9. Компоненты электромагнитного момента МП

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены новый подход к обеспечению живучести цифровой системы управления ориентацией спутника землеобзора при отказах ДМ в составе минимально-избыточного силового роторного кластера и полученные результаты компьютерной имитации. Установлено, что при отказе любых двух из четырёх ДМ по схеме *General Electric* цифровое управление ДМ и магнитным приводом позволяет сохранить возможность трассовой сканирующей съёмки наземных объектов, но с некоторым уменьшением доступного темпа поворотных маневров и, следовательно, производительности землеобзора.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Somov Ye. Guidance, navigation and control of information satellites: Methods for modeling, synthesis and nonlinear analysis // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2016. Vol. 7, no. 2, pp. 223-248.
2. Макаров В.П., Сомов Е.И. Диагностика состояния и реконфигурация отказоустойчивых гиросиловых систем управления космических аппаратов // Вестник Самарского гос. техн. ун-та. Сер. «Технические науки». 2008. №1(21). С. 23-28.

3. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии. М.: Машиностроение. 2010. 384с.
4. Reckdahl K.J. Wheel speed control system for spacecraft with rejection of null space wheel momentum // USA Patent No. 6141606. 2000.
5. Ratan S., Li X. Optimal speed management for reaction wheel control system and method // USA Patent No. 7198232. 2007.
6. Somov S., Butyrin S., Somova T. Optimization of guidance and attitude control for land-survey minisatellites // AIP Conference Proceedings. 2014. Vol. 1637. P. 1018-1027.
7. Somov S., Somova T. Methods for nonlinear analysis, simulation and animation of land-survey spacecraft guidance // AIP Conference Proceedings. 2014. Vol. 1637. P. 1038-1047.
8. Сомова Т.Е. Векторное полиномиальное представление законов наведения и анимация движения спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Т. 17. № 6(3). С. 726-733.
9. Сомова Т.Е. Векторные сплайновые законы наведения маневрирующего спутника землеобзора // Сборник трудов 19 Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Т. 1. Самара: СамНЦ РАН. 2017. С. 93-98.

ENSURING THE SURVIVABILITY OF AN ATTITUDE CONTROL SYSTEM FOR LAND-SURVEY SATELLITE AT FAULTS OF THE ROTOR DRIVES

© 2018 S.Ye. Somov^{1,2}, T.Ye. Somova²

¹ Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences

² Samara State Technical University

A method for ensuring the survivability of an attitude control system for a land-survey satellite and algorithms for digital control of a minimally redundant cluster of the rotor drives and magnetic actuator at the faults of any reaction wheels are presented.

Keywords: land-survey satellite, attitude control system, faults of drives, survivability.

Sergey Somov, Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific 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, Junior 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