УДК 629.78 : 681.51

АВТОНОМНОЕ ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ МИНИ-СПУТНИКОМ ЗЕМЛЕОБЗОРА В РЕЖИМАХ НАЧАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

© 2020 С.Е. Сомов[1,2], Т.Е. Сомова[2]

[1] Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, Самара, Россия
[2] Самарский государственный технический университет, Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 23.10.2020

Рассматриваются задачи автономного цифрового управления ориентацией космического аппарата и проверки работоспособности системы управления его ориентацией в начальных режимах. Представлены разработанные методы, алгоритмы и результаты имитации процессов управления ориентацией миниатюрного спутника землеобзора на солнечно-синхронной орбите. Для приведения ориентации космического аппарата из произвольной к требуемой применяется автономное угловое наведение и модульно ограниченное векторное цифровое управление с использованием вектора модифицированных параметров Родрига. Кратко обсуждается проблемы верификации работоспособности системы управления ориентацией мини-спутника.

Ключевые слова: мини-спутник землеобзора, начальная ориентация, автономное цифровое управление

DOI: 10.37313/1990-5378-2020-22-5-84-93

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ВВЕДЕНИЕ

После отделения любого малого низкоорбитального космического аппарата (информационного спутника [1], космического робота [2] и т.д.) от верхней ступени ракеты-носителя такой космический аппарат (КА) начинает кувыркаться – вращаться с вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ изменяемого направления в связанной с ним системе координат (ССК) $\mathrm{O}xyz$. Основное назначение начальных режимов системы управления ориентацией (СУО) состоит в приведении ориентации КА к заданной в орбитальной системе координат (ОСК) $\mathrm{O}x^{\mathrm{o}}y^{\mathrm{o}}z^{\mathrm{o}}$. Затем космический аппарат с помощью собственной двигательной установки перемещается в заданное положение на целевой орбите и начинает выполнять свои задачи при его удержании на этой орбите [3].

В последнее десятилетие произошли существенные изменения в практической деятельности, связанной с использованием малых спутников для космического мониторинга Земли. Здесь радикальное отличие состоит в создании орбитальных группировок малых КА, обеспечивающих непрерывное обновление видеоданных. Стоимость их разработки, а также изготовления и вывода на орбиту невелика, что объясняет превращение таких спутников в массовый продукт для ДЗЗ, а также для быстрой практической проверки новых космических технологий. Широкое использование малых спутников землеобзора стало также стимулом развития инновационных технологий, направленных на совершенствование их бортовых систем и целевой аппаратуры.

В данной статье рассматривается миниспутник землеобзора (рис. 1) массой 250 кг, оснащённый телескопом с апертурой 0.4 м, который отделяется от верхней ступени ракеты-носителя на солнечно-синхронной орбите высотой 600 км. Предполагается, что такой миниатюрный КА оснащён системой управления движением,

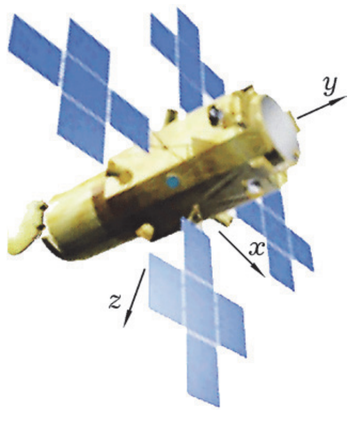

Рис. 1. Мини-спутник землеобзора

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

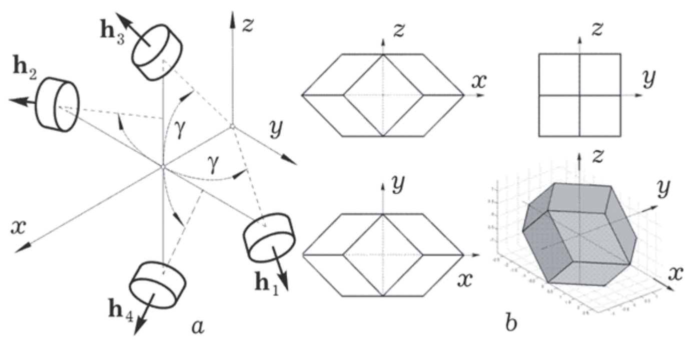

Рис. 2. Схема *GE* (*a*) и оболочка ее КМ (*b*)

содержащей бесплатфрменную инерциальную навигационную систему (БИНС) с коррекцией по сигналам спутников GPS/ГЛОНАСС и звездных датчиков, кластер гироскопических датчиков угловой скорости (ДУС), трехосный магнитометр (ММ), а также следующие бортовые приводы: двигательная установка (ДУ), кластер четырех двигателей-маховиков (ДМ) по схеме *General Electric* (*GE*), рис. 2, и магнитный привод (МП). Мы изучаем нелинейные проблемы управления КА в следующих режимах начальной ориентации (РНО):

(i) успокоение вращательного движения КА в инерциальной системе координат (ИСК) с помощью цифрового управления МП по сигналам кластера ДУС когда модуль вектора угловой скорости $\omega = |\boldsymbol{\omega}| > \omega_1^*$ при заданном значении ω_1^*;

(ii) инициализация кластера ДМ, включение его в контур управления КА и последующее приведение КА по сигналам БИНС к требуемой ориентации в ОСК;

(iii) угловая стабилизация КА в ОСК при автономном цифровом управлении кластером ДМ, в том числе при его разгрузке от накопленного кинетического момента (КМ) с использованием МП, для подготовки СУО спутника к полётной верификации её работоспособности.

Методы решения таких задач без использования каких-либо ДУ ранее были представлены в [4]. Недостатками этих разработанных методов являются необходимость временной программы пространственного наведения КА с использованием прогноза терминальных граничных условий и большая длительность приведения углового положения спутника к требуемой ориентации в ОСК.

В отличие от такого подхода, здесь в развитие [5] решается задача автономного углового наведения КА при отслеживании значений вектора модифицированных параметров Родрига (МПР) эталонной модели с использованием модульно ограниченного вектора цифрового управляющего момента кластера ДМ в процессе приведения ориентации спутника из произвольной в ИСК к требуемой в орбитальной системе координат. Мы также кратко обсуждаем проблемы проверки работоспособности СУО в режимах начальной ориентации.

МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Минимально-избыточная схема *GE* кластера ДМ, рис. 2, обладает возможностью управлять ориентацией КА при отказе любого одного маховика. Здесь в ССК $Oxyz$ оси вращения четырёх ДМ располагаются на поверхности конуса с углом полу-раствора γ. Далее используются стандартные обозначения $\{\cdot\} = \mathrm{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \mathrm{line}(\cdot)$, $\langle\cdot,\cdot\rangle$, $(\cdot)^{\mathrm{t}}$, $[\times]$ и $\circ, \tilde{\ }$ для векторов, матриц и кватернионов, $C_\gamma \equiv \cos\gamma$, $S_\gamma \equiv \sin\gamma$, $i = 1,2,3 \ldots m \equiv 1 \div m$ и применяется вектор МПР $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e}\,\mathrm{tg}(\Phi/4)$ с традиционными обозначениями орта Эйлера $\mathbf{e}$ и угла Φ собственного поворота. Вектор $\boldsymbol{\sigma}$ взаимно-однозначно связан с кватернионом $\boldsymbol{\Lambda} = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} \equiv \{\lambda_i\}$ ориентации КА в ИСК прямыми $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\lambda}/(1+\lambda_0)$ и обратными $\lambda_0 = (1-\sigma^2)/(1+\sigma^2)$, $\boldsymbol{\lambda} \equiv \{\lambda_i\} = 2\boldsymbol{\sigma}/(1+\sigma^2)$ соотношениями.

Модель углового движения КА учитывает упругость его конструкции и имеет вид

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega}/2\,; \ \mathbf{A}^{\mathrm{o}}\{\dot{\boldsymbol{\omega}}, \ddot{\mathbf{q}}, \dot{\boldsymbol{\Omega}}\} = \{\mathbf{F}^{\omega}, \mathbf{F}^{\mathrm{q}}, \mathbf{F}^{r}\}\,, \quad (1)$$

$$\mathbf{F}^{\omega} = -[\boldsymbol{\omega} \times]\mathbf{G} + \mathbf{M}^{\mathrm{m}} + \mathbf{M}^{\mathrm{d}}\,;$$

$$\mathbf{F}^{\mathrm{q}} = -\mathbf{A}^{q}(\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q})\,; \ \mathbf{F}^{r} = \mathbf{m} - \mathbf{m}^{\mathrm{f}}\,;$$

$$\mathbf{A}^{\mathrm{o}} = \begin{bmatrix} \mathbf{J} & \mathbf{D}_q & J_r \mathbf{A}_\gamma \\ \mathbf{D}_q^{\mathrm{t}} & \mathbf{A}^{q} & \mathbf{0} \\ J_r \mathbf{A}_\gamma^{\mathrm{t}} & \mathbf{0} & J_r \mathbf{I}_4 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}_\gamma = \begin{bmatrix} C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma & C_\gamma \\ S_\gamma & -S_\gamma & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_\gamma & -S_\gamma \end{bmatrix}.$$

Здесь $\mathbf{G} = \mathbf{G}^{\mathrm{o}} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}$ является вектором КМ электромеханической системы, где $\mathbf{G}^{\mathrm{o}} = \mathbf{K} + \mathsf{H}$ и $\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$, столбцы $\mathsf{H} = \{\mathsf{H}_i\}$, $i = 1 \div 3$ и $\mathsf{h} = \{\mathsf{h}_p\}$, $\mathsf{h}_p = J_r \Omega_p$, $p = 1 \div 4$ представляют КМ кластера и отдельных ДМ, которые связаны соотношением $\mathbf{H} = \mathbf{A}_\gamma\,\mathbf{h}$, где матрица $\mathbf{A}_\gamma$ составлена из ортов осей ДМ в базисе $\mathbf{B}$;

$$\mathbf{A}^q = \mathrm{diag}\{\mu_j\};\ \mathbf{V}_q = \mathrm{diag}\{\tfrac{\delta}{\pi}\Omega_j^s\};$$

$$\mathbf{W}_q = \mathrm{diag}\{(\Omega_j^s)^2\};\ \mathbf{M}^{\mathrm{m}} = \{m_i^{\mathrm{m}}\};$$

$$\mathbf{m} = \{m_p\};\ \mathbf{m}^{\mathrm{f}} = \{m_p^{\mathrm{f}}\};$$

вектор механического момента МП $\mathbf{M}^{\mathrm{m}} = \{m_i^{\mathrm{m}}\} = -\mathbf{L}\times\mathbf{B}$, где вектор электромагнитного момента (ЭММ) $\mathbf{L} = \{l_i\}$ с ограниченными компонентами $|l_i| \le 1^{\mathrm{m}}$ и вектор индукции магнитного поля Земли $\mathbf{B} = \mathbf{b}\mathrm{B}$ с ортом $\mathbf{b}$ определены в **ССК**; векторы-столбцы $\mathbf{m} = \{m_p\}$ и $\mathbf{m}^{\mathrm{f}} = \{m_p^{\mathrm{f}}\}$ представляют управляющие моменты и моменты сил сухого трения по осям вращения ДМ, а вектор $\mathbf{M}^{\mathrm{d}}$ – внешние возмущающие моменты. Ресурсы каждого ДМ по управляющему и кинетическому моментам ограничены, $|m_p(t)| \le \mathrm{m}^{\mathrm{m}}, |\mathrm{h}_p(t)| \le \mathrm{h}^{\mathrm{m}},\ p = 1 \div 4$. Далее используется вектор $\mathbf{M}^{\mathrm{r}} = \{\mathrm{M}_i^r\}$ управляющего момента кластера ДМ в виде $\mathbf{M}^{\mathrm{r}} = -\mathbf{H}^*$, где $(\cdot)^*$ – символ локальной производной по времени.

Если КА считать свободным твердым телом, который управляется только кластером ДМ, и СУО сбалансирована по вектору суммарного кинетического момента (вектор $\mathbf{G} \equiv \mathbf{0}$), то модель (1) пространственного углового движения КА принимает вид

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \boldsymbol{\omega}/2;\ \ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}^{\mathrm{r}} = \boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{u}. \qquad (2)$$

Пусть для формирования управления $\mathbf{u}$ применяются измерения кватерниона $\Lambda(t)$, которые используются для вычисления вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}(t)$, и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$. Кинематическому уравнению в (2) соответствует соотношение $\dot{\boldsymbol{\sigma}} = (1-\sigma^2)\boldsymbol{\omega}/4 + \boldsymbol{\sigma}\times\boldsymbol{\omega}/2 + \boldsymbol{\sigma}\langle\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega}\rangle/2$ для вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}$, поэтому при векторе управляющего углового ускорения $\mathbf{u} \equiv \boldsymbol{\varepsilon}$ модель (2) представляется в нормированной непрерывной векторной форме

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \tfrac{1}{4}(1-\sigma^2)\boldsymbol{\omega} + \tfrac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}\times\boldsymbol{\omega} + \tfrac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}\langle\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega}\rangle;\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{u} \quad (3)$$

с заданными начальными условиями $\boldsymbol{\sigma}(t_{\mathrm{o}}) = \boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{o}}$, $\boldsymbol{\omega}(t_{\mathrm{o}}) = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}$ при $t_{\mathrm{o}} = 0$, где при обозначении $\mathbf{e}_{\mathrm{o}} = \mathbf{e}(t_{\mathrm{o}})$ вектор $\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{o}} \equiv \mathbf{e}_{\mathrm{o}}\,\mathrm{tg}(\Phi_{\mathrm{o}}/4)$ является произвольным с условием $|\Phi_{\mathrm{o}}| < 2\pi$.

Как известно, кватернион $-\Lambda$ задает вращение КА на угол $2\pi - \Phi$ вокруг орта Эйлера $-\mathbf{e}$, которое полностью совпадает с вращением этого объекта на угол Φ вокруг орта Эйлера $\mathbf{e}$, т.е. значения Λ и $-\Lambda$ совпадают. Следовательно, при $\Phi = \pi$ возникает проблема двузначности кватерниона и требуется конкретизировать его значение вместе с направлением орта Эйлера. Для вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}$ такая проблема не проявляется $\forall\,\Phi \in (-2\pi, 2\pi)$. Поэтому далее принимается эталонная модель (3) автономного пространственного наведения с вектором МПР $\boldsymbol{\sigma}$, вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и вектором ускорения $\boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{u}$, который формально считается управлением. Будем считать, что вектор такого управления $\mathbf{u} = \{u_i\}$ ограничен по модулю $|\mathbf{u}(t)| \equiv u(t) \le \mathrm{u}^{\mathrm{m}}$, $\mathrm{u}^{\mathrm{m}} > 0$, а вектор $\boldsymbol{\omega}(t) = \{\omega_i(t)\}$ ограничен по модулю $|\boldsymbol{\omega}(t)| \equiv \omega(t) \le \omega^{\mathrm{m}}$, $\omega^{\mathrm{m}} > 0$, естественно $\omega_{\mathrm{o}} = |\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}}| \le \omega^{\mathrm{m}}$.

При законе наведения КА, заданного кватернионом $\Lambda^p(t)$, векторами угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^p(t)$ и углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}^p(t)$, погрешность ориентации ССК $\mathrm{O}xyz$ определяется кватернионом $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$ при векторе $\mathbf{e} = \{e_i\}$, которому соответствуют матрица ошибки ориентации $\mathbf{C}^{\mathrm{e}} = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{t}}$, где матрица $\mathbf{Q}_{\mathrm{e}} = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e}\times]$, вектор модифицированных параметров Родрига $\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{e}} = \{\sigma_i^{\mathrm{e}}\} = \mathbf{e}/(1+e_0) = \mathbf{e}^{\mathrm{e}}\,\mathrm{tg}(\Phi^{\mathrm{e}}/4)$ с ортом $\mathbf{e}^{\mathrm{e}}$ оси Эйлера и углом Φ^{e} собственного поворота, а также вектор угловой погрешности $\delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{4\,\sigma_i^{\mathrm{e}}\}$. При этом вектор ошибки $\delta\boldsymbol{\omega}(t) \equiv \boldsymbol{\omega}^{\mathrm{e}}(t)$ по угловой скорости вычисляется на основе соотношения $\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{e}} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}^p(t)$.

Предположим, что дискретное измерение кватерниона $\Lambda_l \equiv \Lambda(t_l)$ ориентации КА в ИСК выполняется БИНС в моменты времени t_l, $l \in \mathrm{N}_0 \equiv [0,1,2,\ldots)$ периодом T_p, в моменты времени t_k, $k \in \mathrm{N}_0$ с периодом T_u формируется цифровое управление кластером ДМ, а цифровое управления МП действует $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$, $r \in \mathrm{N}_0$ с периодом $T_u^m > T_u$.

В данной статье решаются следующие задачи:

(i) разработка дискретных алгоритмов цифрового управления как МП, так и кластером ДМ с учетом особенностей их применения в СУО мини-спутника;

(ii) синтез нелинейного цифрового закона управления $\mathbf{u}_k \equiv \mathbf{u}(\boldsymbol{\sigma}_k, \boldsymbol{\omega}_k)$ в эталонной модели (2) & (3) автономного наведения при ограниченных модулях векторов управления и угловой скорости, который обеспечивает асимптотическую устойчивость замкнутой непрерывно-дискретной эталонной модели;

(iii) синтез нелинейного цифрового закона управления кластером ДМ, который после завершения режима успокоения спутника обеспечивает переход КА из произвольной ориентации в ИСК в требуемое угловое положение в ОСК;

(iv) компьютерная имитация работы СУО в режимах начальной ориентации геодезического мини-спутника на солнечно-синхронной орбите при его автономном угловом наведении и управлении;

(v) краткое обсуждение проблем проверки работоспособности СУО мини-спутника.

ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ МАГНИТНЫМ ПРИВОДОМ

Когда КА моделируется как твердое тело ($\mathbf{M}^{\mathrm{d}} = \mathbf{0}$, $\mathbf{M}^{\mathrm{r}} = \mathbf{0}$ и $\mathbf{G} = \mathbf{K}$), управляемое только МП, то согласно (1) модель его динамики представляется в виде $\dot{\mathbf{K}} = \mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K}$, где $\dot{\mathbf{K}} \equiv \mathbf{K}^* = \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}$ и внешний управляющий момент $\mathbf{M} = \mathbf{M}^{\mathrm{m}}$. Для синтеза локально оптимальных *непрерывных* законов управления $\mathbf{M} = \mathbf{M}(\boldsymbol{\omega})$ применялась функция Ляпунова $\mathrm{v} = \mathrm{K}^2 = \langle \mathbf{K}, \mathbf{K} \rangle$. В результате установлено [4], что в режиме успокоения КА с минимальным принуждением $\mathrm{M}^2 = |\mathbf{M}|^2$ закон управления имеет вид $\mathbf{M} = -a \mathrm{K}\, \mathbf{k}$ с ортом $\mathbf{k} = \mathbf{K} / \mathrm{K}$ и постоянным параметром $a > 0$, а закон управления $\mathbf{M} = -m\, \mathbf{k}$ с постоянным параметром $m > 0$ представляет управляющий момент, оптимальный по быстродействию.

При цифровом управлении МП будем считать, что в моменты времени $t_r = r\, T_u^{\mathrm{m}}$ вектор индукции магнитного поля Земли $\mathsf{B}_r \equiv \mathsf{B}(t_r) = \mathrm{B}_r \mathsf{b}_r$ измеряется магнитометром. При формировании команды $\mathbf{M}_r = -a\, \mathbf{K}_r$ для вектора механического момента МП на каждом полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$ с заданным периодом T_u^{m} сначала определяется вектор потребной вариации импульса (*pulse*) управляющего момента

$$\mathbf{M}_r^p \equiv \int_{t_r}^{t_{r+1}} \mathbf{M}(\tau)\, d\tau = -a \int_{t_r}^{t_{r+1}} \mathbf{K}(\tau)\, d\tau$$

$$= -\mathrm{K}_r (1 - \exp(-a T_u^{\mathrm{m}}))\mathbf{k}_r .$$

Этот вектор представляется в виде $\mathbf{M}_r^p = \mathsf{b}_r \times (\mathbf{M}_r^p \times \mathsf{b}_r) + \mathsf{b}_r \langle \mathbf{M}_r^p, \mathsf{b}_r \rangle$ и для энергетической экономичности МП назначается вектор $\mathbf{M}_r^p = \mathbf{M}_r^{p\mathrm{m}} \equiv \mathsf{b}_r \times (\mathbf{M}_r^p \times \mathsf{b}_r)$ с условием $\langle \mathbf{M}_r^p, \mathsf{b}_r \rangle = 0$.

Вектор потребной вариации импульса управляющего момента МП $\mathbf{M}_r^{p\mathrm{m}} \equiv -\Delta \mathrm{I}_r^{\mathrm{m}}\, \mathbf{k}_r$ с модулем $\Delta \mathrm{I}_r^{\mathrm{m}} = \mathrm{K}_r (1 - \exp(-a T_u^{\mathrm{m}}))$ и ортом $\mathbf{k}_r$ далее используется для формирования цифрового управления ЭММ $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\}$ МП с периодом T_u^{m}. При этом определяется взаимная ориентация ортов b_r и $\mathbf{k}_r$, если $|(\mathsf{b}_r, \mathbf{k}_r)| > \cos(\pi/3)$, то на текущем периоде дискретности МП не включается, иначе формируется вектор ЭММ $\mathbf{L}_r = (\Delta \mathrm{I}_r^{\mathrm{m}} / T_u^{\mathrm{m}})(\mathsf{b}_r \times \mathbf{k}_r) / \mathrm{B}_r$ с ограниченными компонентами $|l_{ir}| \le 1^{\mathrm{m}}$.

ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДМ

В задаче идентификации момента сил сухого трения по осям вращения ДМ для простоты рассмотрим только один ДМ, при этом индекс p не используется. Простейшая модель движения ДМ представляется в нормированном виде $\dot{\Omega}(t) = a(t) - a^{\mathrm{f}}(t)$, где управляющее ускорение $a = m / J_r$, ускорение $a^{\mathrm{f}}(t) = a_{\mathrm{o}}^{\mathrm{f}}\, \mathrm{sign}(\Omega(t)\ \in [-a_{\mathrm{o}}^{\mathrm{f}}, a_{\mathrm{o}}^{\mathrm{f}}]$ отражает влияние момента сил сухого трения и при моменте инерции ДМ J_r параметр $a_{\mathrm{o}}^{\mathrm{f}} = m_{\mathrm{o}}^{\mathrm{f}} / J_r = \mathrm{const}$. В предположении $a^{\mathrm{f}}(t) = a^{\mathrm{f}}(t_s) = a_s^{\mathrm{f}} = \mathrm{const}$ $\forall t \in [t_s, t_{s+1})$, где $t_{s+1} = t_s + T_q$) с периодом $T_q < T_u$, для получения оценки $\hat{a}_s^{\mathrm{f}}$ значения a_s^{f} применяется дискретный идентификатор Луенбергера

$$\hat{\Omega}_{s+1} = \hat{\Omega}_s + (a_s - \hat{a}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{f}})\, T_s + g_1^{\mathrm{f}}\ \delta\Omega_s ;$$

$$\hat{a}_{\mathrm{s+1}}^{\mathrm{f}} = \hat{a}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{f}} + g_2^{\mathrm{f}}\ \delta\Omega_s ; \delta\Omega_{s+1} = \Omega_{s+1} - \hat{\Omega}_{s+1},$$

где постоянные параметры g_1^{f} и g_2^{f} определяются по явным соотношениям. Дискретная оценка момента сил сухого трения получается в виде $\hat{m}^{\mathrm{f}}(t_s) = \hat{m}_s^{\mathrm{f}} = J_r\, \hat{a}_s^{\mathrm{f}}$.

Компенсационная схема разгрузки кластера ДМ основана на следующих положениях. Вычисляются потребная вариация модуля $\Delta \mathrm{I}_r^{\mathrm{m}}$ и орт $\mathbf{k}_r$ вектора потребного *импульса* механического момента МП в ССК. Далее рассчитывается постоянная команда $\mathbf{M}_k^{\mathrm{cu}} = \{m_{ik}^{\mathrm{cu}}\} = \Delta \mathrm{I}^{\mathrm{m}} \mathsf{b}_r / T_u^m$ *компенсации* импульса механического момента МП, которая одновременно с периодом управления T_u^m поступает как на МП, так и с периодом управления T_u на кластер ДМ, но с обратным знаком.

Для кластера четырех ДМ принципиальная проблема заключается в распределении векторов его кинетического H и управляющего $\mathbf{M}^{\mathrm{r}} = -\mathsf{H}^*$ моментов при избыточном числе двигателей- маховиков. При некоторых упрощениях эта проблема состоит в одновременном решении двух уравнений

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

$$\mathbf{A}_\gamma\, \mathbf{m} = \mathsf{H}^* = -\mathbf{M}^{\mathrm{r}}\ \forall\ \mathbf{M}^{\mathrm{r}} \in \mathbf{R}^3, \mathbf{m} \in \mathbf{R}^4.$$

Используемый подход к разрешению этих уравнений основан на применении скалярной функции автоматической настройки кластера, которая позволяет однозначно распределять векторы H и $\mathbf{M}^{\mathrm{r}} = -\mathsf{H}^*$ между четырьмя ДМ по явным аналитическим соотношениям [6]. Введем нормированный вектор КМ кластера $\boldsymbol{h} \equiv \{x, y, z\} = \mathsf{H}/\mathrm{h}^{\mathrm{m}} = \mathbf{A}_\gamma\, \mathbf{h}$, где $x = x_1 + x_2$,

$$x_1 = C_\gamma (h_1 + h_2),\ x_2 = C_\gamma (h_3 + h_4);$$

$$y = S_\gamma (h_1 - h_2),\ z = S_\gamma (h_3 - h_4);$$

$$\mathbf{h} = \{h_p\},\quad h_p = \mathsf{h}_p / \mathrm{h}^{\mathrm{m}},\ |h_p| \le 1.$$

Распределение этого вектора между четырьмя ДМ выполняется по закону

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

где $0 < \rho < 1$; $\tilde{x}_1 = x_1 / q_y$; $\tilde{x}_2 = x_2 / q_z$,

$$q_s = (4C_\gamma^2 - s^2)^{1/2},\ s = y,z,$$

на основе соотношений

(i) $q \equiv q_y + q_z$;

$$\Delta \equiv (q/\rho)(1-(1-4\rho[(q_y - q_z)(x/2) + \rho(q_y q_z - (x/2)^2)]/q^2)^{1/2});$$

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

(ii) распределение КМ между ДМ в каждой паре по очевидным формулам;

(iii) вычисление столбца $\mathbf{m} = \{m_p\}$ по явной формуле

$$\mathbf{m} = -(\{\mathbf{A}_\gamma, \mathbf{a}^{\mathrm{f}}\})^{-1}\{(\mathbf{M}_k^{\mathrm{r}} + \mathbf{M}_k^{\mathrm{cu}}), \mathrm{h}^{\mathrm{m}}\,\mathrm{sat}(\phi_\rho, \mu_\rho f_\rho)\} \quad (4)$$

с параметрами $\phi_\rho, \mu_\rho > 0$ и компонентами строки $\mathbf{a}^{\mathrm{f}} = [a_p^{\mathrm{f}}]$ в виде

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

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

с явным учетом команды $\mathbf{M}_k^{\mathrm{cu}}$ для приближенной компенсации влияния моментов МП при разгрузке кластера ДМ. В завершении формирования цифрового управления ДМ выполняется переопределение $\mathbf{m}_k := \mathbf{m}_k + \hat{\mathbf{m}}_k^{\mathrm{f}}$, где $\hat{\mathbf{m}}_k^{\mathrm{f}}$ является столбцом, составленным из текущих оценок $\hat{m}_k^{\mathrm{f}}$ моментов сил сухого трения по осям вращения ДМ.

ЭТАЛОННАЯ МОДЕЛЬ НАВЕДЕНИЯ

При использовании диадного произведения $[\mathbf{a}\cdot\mathbf{b}]$ 3-мерных векторов $\mathbf{a} = \{a_i\}$ и $\mathbf{b} = \{b_j\}$, которое представляется как $[\mathbf{a}\cdot\mathbf{b}] \equiv \mathbf{a}\mathbf{b}^{\mathrm{t}} = \mathbf{C} = \| c_{ij} \| = \| a_i b_j \|$, прямые и обратные кинематические уравнения для вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}$ имеют вид $\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}$ и $\boldsymbol{\omega} = \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma})\dot{\boldsymbol{\sigma}}$, где матрицы

$$\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma}) = \tfrac{1}{4}(1-\sigma^2)\mathbf{I}_3 + \tfrac{1}{2}([\boldsymbol{\sigma}\times] + [\boldsymbol{\sigma}\cdot\boldsymbol{\sigma}];$$

$$\mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma}) = \mathbf{B}^{-1}(\boldsymbol{\sigma}) = (8/(1+\sigma^2)^2)\mathbf{B}^{\mathrm{t}}(\boldsymbol{\sigma}).$$

Компактное представление второй производной векторной функции $\boldsymbol{\sigma}$ даётся соотношением

$$\ddot{\boldsymbol{\sigma}} = \tfrac{1}{2}(\langle \boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}\rangle\boldsymbol{\omega} + \tfrac{1}{2}(1-\sigma^2)\boldsymbol{\varepsilon} + \dot{\boldsymbol{\sigma}}\times\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\sigma}\times\boldsymbol{\varepsilon} + \langle\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega}\rangle\dot{\boldsymbol{\sigma}} + \langle\dot{\boldsymbol{\sigma}},\boldsymbol{\omega}\rangle\boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{\sigma}\langle\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\varepsilon}\rangle.$$

В итоге модель (3) сводится к нелинейной управляемой системе в форме Бруновского

$$\ddot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{v} \equiv \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\mathbf{u},$$

где векторная функция

$$\mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega}) = ([(\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega})\times] + [\boldsymbol{\sigma}\cdot\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega})]\ \boldsymbol{\omega}/2.$$

Применение методов линеаризации обратной связью, модального синтеза и векторных функций Ляпунова [7] для модели $\ddot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{v}$ на едином желаемом спектре $S_* = (-\alpha \pm j\beta)$ с $j = \sqrt{-1}$ приводит к непрерывному нелинейному закону управления $\mathbf{v} = -(k_\sigma\boldsymbol{\sigma} + k_\omega\dot{\boldsymbol{\sigma}}) = -(k_\sigma\boldsymbol{\sigma} + k_\omega\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega})$ с постоянными коэффициентами, который при обеспечении требуемой асимптотической устойчивости тривиального решения $\boldsymbol{\sigma}(t) = \mathbf{0}$, $\boldsymbol{\omega}(t) = \mathbf{0}$ представляется в дискретном виде

$$\mathbf{v}_k \equiv \{\mathrm{v}_k\} = -(k_\sigma^d\boldsymbol{\sigma}_k + k_\omega^d\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma}_k)\boldsymbol{\omega}_k).$$

Здесь при заданном времени регулирования T_r коэффициенты k_σ^d и k_ω^d вычисляются по явным аналитическим соотношениям

$\omega_* = 3/(\xi T_r)$; $\alpha = \xi\omega_*, \beta = \omega_*\sqrt{1-\xi^2})$;

$a_1 = -2\exp(-\alpha T_u)\cos(\beta T_u), a_2 = \exp(-2\alpha T_u)$;

$k_\sigma^d = (1 + a_1 + a_2)/T_u^2, k_\omega^d = (3 + a_1 - a_2)/(2T_u)$,

которые справедливы $\forall\ \xi > 0$.

Предварительный непрерывный закон управления $\tilde{\mathbf{u}} \equiv \{\tilde{u}_i\} = \tilde{\mathbf{u}}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega}) = \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma})(\mathbf{v} - \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\omega}))$ обеспечивает равномерную асимптотическую устойчивость тривиального решения для модели (3), а его дискретная форма представлена соотношением

$$\tilde{\mathbf{u}}_k = -[\mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma}_k)(k_\sigma^d\boldsymbol{\sigma}_k + \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}_k,\boldsymbol{\omega}_k)) + k_\omega^d\boldsymbol{\omega}_k]. \quad (5)$$

При окончательном формировании цифрового управления $\mathbf{u}_k(\boldsymbol{\sigma}_k,\boldsymbol{\omega}_k) \equiv \{u_k\}$ в очередной момент времени t_k учитываются ограничения на модуль вектора управления ($u(t) \le \mathrm{u}^{\mathrm{m}}$) и модуль вектора угловой скорости ($\omega(t) \le \omega^{\mathrm{m}}$) по следующему простому алгоритму А:

1) по значению цифрового управления $\tilde{\mathbf{u}}_k$ (5) в момент времени t_k вычисляется прогнозное значение вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_k^q = \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{u}}_k T_u$, достигаемое в конце интервала времени длительностью T_u, и если $|\boldsymbol{\omega}_k^q| > \omega^{\mathrm{m}}$, то управление $\tilde{\mathbf{u}}_k$ переопределяется как $\tilde{\mathbf{u}}_k = ((\omega^{\mathrm{m}}\boldsymbol{\omega}_k^p/\omega_k^p) - \boldsymbol{\omega}_k)/T_u$;

2) далее, если $|\tilde{\mathbf{u}}_k| \equiv \tilde{u}_k > \mathrm{u}^{\mathrm{m}}$, то формируется управление $\mathbf{u}_k = \mathrm{u}^{\mathrm{m}}\tilde{\mathbf{u}}_k/\tilde{u}_k$, иначе $\mathbf{u}_k = \tilde{\mathbf{u}}_k$.

Для проверки работоспособности разработанного цифрового закона управления в эталонной модели наведения рассмотрим простейшую каноническую задачу. Пусть для эталонной модели наведения (3), определенной в ИСК, в момент времени $t_{\mathrm{o}} = 0$ заданы начальные условия

$$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{o}} \equiv \mathbf{e}_{\mathrm{o}}\ \mathrm{tg}(\Phi_{\mathrm{o}}/4),\ \Phi_{\mathrm{o}} = 120\ \text{град};$$

$$\mathbf{e}_{\mathrm{o}} = \{-0.165, 0.537, 0.826\};\ \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{o}} = \mathbf{0},$$

закон цифрового управления $\mathbf{u}_k(\boldsymbol{\sigma}_k,\boldsymbol{\omega}_k)$ с параметрами $T_r = 60T_u$, $\xi = 0{,}95$, периодом T_u = 0,25 с представлен (5) с учетом алгоритма А и ограничения $\omega^{\mathrm{m}} = 1$ град/с, $\mathrm{u}^{\mathrm{m}} = 0.3$ град/с². Задача состоит в обеспечении совпадения ориентации ССК с ИСК, когда $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{0}$ и $\boldsymbol{\omega} = \mathbf{0}$.

На рис. 3 представлены переходные процессы для компонентов векторов $\boldsymbol{\sigma}$, $\boldsymbol{\omega}$ и $\boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{u}_k$, а также для модулей векторов $\boldsymbol{\omega}$ и $\boldsymbol{\varepsilon}$ (черный цвет). Здесь и далее компоненты векторов всегда отмечаются цветами: синий по оси О*x* крена, зелёный по оси О*y* рыскания и красный по оси О*z* тангажа. Эти результаты демонстрируют, что нелинейная модель (3) с цифровым законом управления $\mathbf{u}_k(\boldsymbol{\sigma}_k, \boldsymbol{\omega}_k)$ асимптотически устойчива при ограничениях на модули векторов $\boldsymbol{\omega}$ и $\mathbf{u}_k$.

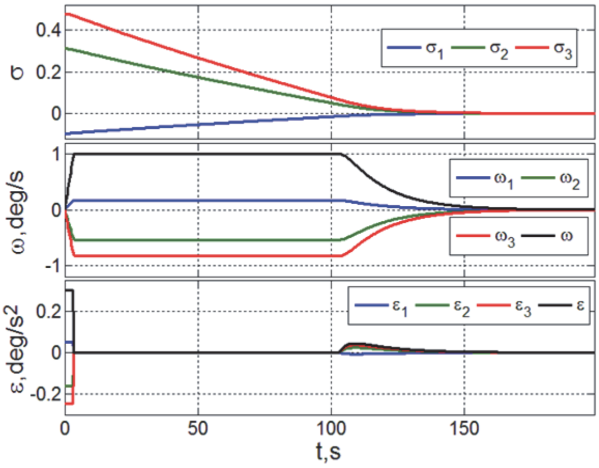

Рис. 3. Изменение векторов $\boldsymbol{\sigma}$, $\boldsymbol{\omega}$ и управления $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{u}_k$

АВТОНОМНОЕ НАВЕДЕНИЕ И ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Автономное наведение и цифровое управление основано на аналитических соотношениях, связывающих требуемые координаты состояния КА с измеренными координатами его углового перемещения. Задача заключается в синтезе законов автономного наведения и управления КА в начальных режимах ориентации, в том числе приведении КА из произвольной ориентации в ИСК к заданной в ОСК, для простоты совпадающей с этой системой координат. В таком случае кватернион $\boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{o}}(t)$ определяет ориентацию ОСК в ИСК и получается закон наведения $\boldsymbol{\Lambda}^p = \boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{o}}$, $\boldsymbol{\omega}^p = \boldsymbol{\omega}^{\mathrm{o}}$ и $\boldsymbol{\varepsilon}^p = \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{o}}$. В ОСК $\mathrm{O}x^{\mathrm{o}}y^{\mathrm{o}}z^{\mathrm{o}}$ ориентация КА определяется также углами Эйлера-Крылова ϕ_1 (крена), ϕ_2 (рыскания) и ϕ_3 (тангажа) в последовательности 312 элементарных поворотов. Эти углы составляют столбец $\boldsymbol{\phi} = \{\phi_i\}$ и используются при формировании матрицы $\mathbf{C}^{\mathrm{o}} = \mathbf{C}^{\mathrm{e}}$.

Все кинематические параметры ($\boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{o}}$, $\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{o}}$, $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{o}}$) углового движения ОСК в ИСК формируются непосредственно на борту мини-спутника, сначала с периодом T_u^{m} при его успокоении в ИСК и затем с периодом T_u при использовании методов фильтрации, аппроксимации, интерполяции и экстраполяция [1]. С другой стороны, кватернион $\boldsymbol{\Lambda}$ ориентации КА в ИСК и вектор $\boldsymbol{\omega}$ его угловой скорости измеряются БИНС и кластером ДУС, поэтому и возникает возможность автономного наведения [5] и цифрового управления ориентацией мини-спутника в РНО.

Предположим, что КА отделяется от ракеты-носителя в момент времени $t_0 = 0$, когда вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$ принимает значение $\boldsymbol{\omega}_0 = \boldsymbol{\omega}(t_0)$ с полностью произвольным кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}_0 = \boldsymbol{\Lambda}(t_0)$ его ориентации в ИСК. Как подробно описано выше, цифровой вектор ЭММ $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\}$ с ограниченными компонентами $|l_{ir}| \le 1^{\mathrm{m}}$ начинает формироваться автономно, используя измерения магнитометра и кластера ДУС: генерируются значения вектора $\mathbf{M}_r^{\mathrm{m}}(t) = \{m_{ir}^{\mathrm{m}}(t)\}\ \forall t \in [t_r, t_{r+1})$ для замедления вращения КА и режим его успокоения в ИСК заканчивается, когда выполнено условие $|\boldsymbol{\omega}(t)| \le \omega_1^* \equiv \omega(t_1^*)$ в некоторый момент времени t_1^*. В тот же момент времени значения $\boldsymbol{\Lambda}_{*1} = \boldsymbol{\Lambda}(t_1^*)$ и $\boldsymbol{\omega}_1^* = \boldsymbol{\omega}(t_1^*)$ измеряются БИНС, которые далее используются при расчете начальных условий для приведения ориентации ССК к заданной в ОСК.

При $t \ge t_1^*$ измеряемые $\boldsymbol{\Lambda}_k$, $\boldsymbol{\omega}_k$ и формируемые на борту КА переменные $\boldsymbol{\Lambda}_k^{\mathrm{o}}$, $\boldsymbol{\omega}_k^{\mathrm{o}}$, $\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{o}}$ применяются для расчета значений $\boldsymbol{\sigma}_k \equiv \mathbf{e}_k\, \mathrm{tg}(\Phi_k/4)$, $\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}$, $\boldsymbol{\sigma}_k^{\mathrm{e}} \equiv \mathbf{e}_k^{\mathrm{e}}\, \mathrm{tg}(\Phi_k^{\mathrm{e}}/4)$, $\boldsymbol{\omega}_k^{\mathrm{e}} \equiv \delta\boldsymbol{\omega}_k = \boldsymbol{\omega}_k - \mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_k^{\mathrm{o}}$ и $\delta\boldsymbol{\phi}_k$. Это позволяет вычислить вектор цифрового управления кластером ДМ по соотношению

$$\mathbf{M}_k^{\mathrm{r}} = \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k^{\mathrm{o}} + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}\boldsymbol{\varepsilon}_{\hat{e}}^{\mathrm{o}} + [\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}\boldsymbol{\omega}_{\hat{e}}^{\mathrm{o}}\times]\boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k), \quad (6)$$

где вектор $\mathbf{G}_k^{\mathrm{o}} = \mathbf{K}_k + \mathbf{H}_k$, а вектор $\tilde{\mathbf{m}}_k$ формируется в соответствии с двумя этапами:

1) $\forall t \in [t_1^*, t_2^*)$ пока $\Phi^{\mathrm{e}}(t) > \Phi_{*2}^{\mathrm{e}} \equiv \Phi^{\mathrm{e}}(t_2^*)$ при заданном значении Φ_{*2}^{e} в некоторый момент времени $t = t_2^*$, вектор $\tilde{\mathbf{m}}_k$ рассчитывается с использованием эталонной модели наведения по ошибке $\boldsymbol{\sigma}_k^{\mathrm{e}}$ вектора МПР как

$$\tilde{\mathbf{u}}_k^{\mathrm{e}} = -[\mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma}_k^{\mathrm{e}})(k_\sigma^d \boldsymbol{\sigma}_k^{\mathrm{e}} + \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}_k^{\mathrm{e}}, \boldsymbol{\omega}_k^{\mathrm{e}})) + k_\omega^d \boldsymbol{\omega}_k^{\mathrm{e}}], \quad (7)$$

но с учетом общих ограничений на модули векторов $\boldsymbol{\omega}$ и $\mathbf{u}_k$ в алгоритме А, см. также (5);

2) $\forall t \ge t_2^*$ стабилизирующий вектор $\tilde{\mathbf{m}}_k$ формируется так: выполняется фильтрация значений вектора углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_l = -\delta\boldsymbol{\phi}_l$, $l \in \mathrm{N}_0$ с периодом T_p и результи-

рующие векторы $\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}}$, $k \in \mathrm{N}_0$ используются для вычисления значений вектора $\widetilde{\mathbf{m}}_k$ по соотношениям

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}};\ \widetilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{f}}), \quad (8)$$

где при $d_u \equiv 2/T_u$ и $a \equiv (d_u\tau_1 - 1)/(d_u\tau_1 + 1)$ элементы диагональных матриц $\mathbf{B}$, $\mathbf{P}$ и $\mathbf{C}$ вычисляются в виде

$b \equiv (d_u\tau_2 - 1)/(d_u\tau_2 + 1)$; $p \equiv (1-b)/(1-a)$; $c \equiv p(b-a)$ с параметрами τ_1 и τ_2.

РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЬЮТЕРНОЙ ИМИТАЦИИ

Пусть мини-спутник массой 250 кг при выводе на солнечно-синхронную орбиту высотой 600 км, наклонением 97.787 град и долготой восходящего узла 30 град, пролетая над восходящим узлом орбиты в момент времени $t_0 = 0$ отделяется от ракеты-носителя и начинает кувыркаться с модулем вектора угловой скорости ω_0= 3 град/с. Предположим, что МП имеет ограничение $\mathrm{l}^{\mathrm{m}} = 10$ А м² для компонент вектора ЭММ и период $T_u^{\mathrm{m}} = 4$ с цифрового управления МП, а в цифровом законе управления $\mathbf{u}_k(\boldsymbol{\sigma}_k, \boldsymbol{\omega}_k)$ кластером ДМ (6) с периодом T_u = 0.25 с и ограничениями $\omega^{\mathrm{m}} = 1$ град/с, $\mathrm{u}^{\mathrm{m}} = 0.3$ град/с² коэффициенты k_σ^d и k_ω^d были рассчитаны с параметрами $T_r = 60T_u$ и $\xi = 0.95$.

На рис. 4 представлены результаты компьютерной имитации изменения вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$ мини-спутника при цифровом управлении как МП, так и кластером ДМ во всех начальных режимах ориентации. Здесь для заданного значения ω_1^*= 0.5 град/с автоматически определяется момент времени $t_1^* = 6336$ с завершения режима успокоения КА, а также значения $\boldsymbol{\Lambda}_{*1}$, $\boldsymbol{\omega}_1^*$, $\boldsymbol{\sigma}_{*1}^{\mathrm{e}} \equiv \mathbf{e}_{*1}^{\mathrm{e}}\ \mathrm{tg}(\Phi_{*1}^{\mathrm{e}}/4)$ при

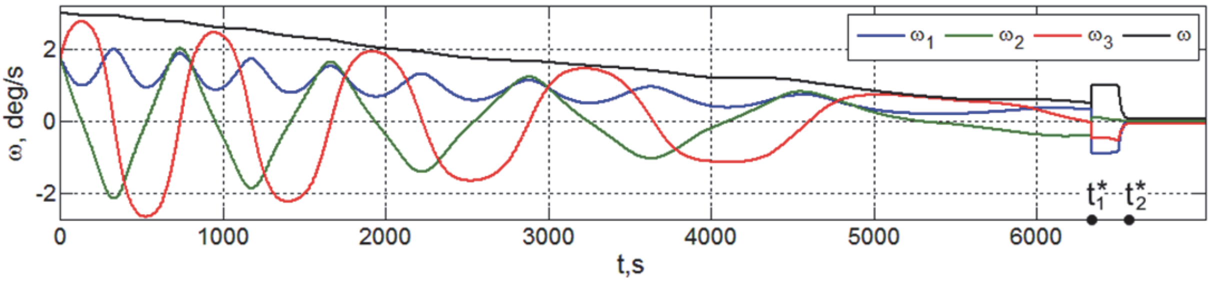

Рис. 4. Изменение вектора угловой скорости при цифровом управлении МП и кластером ДМ

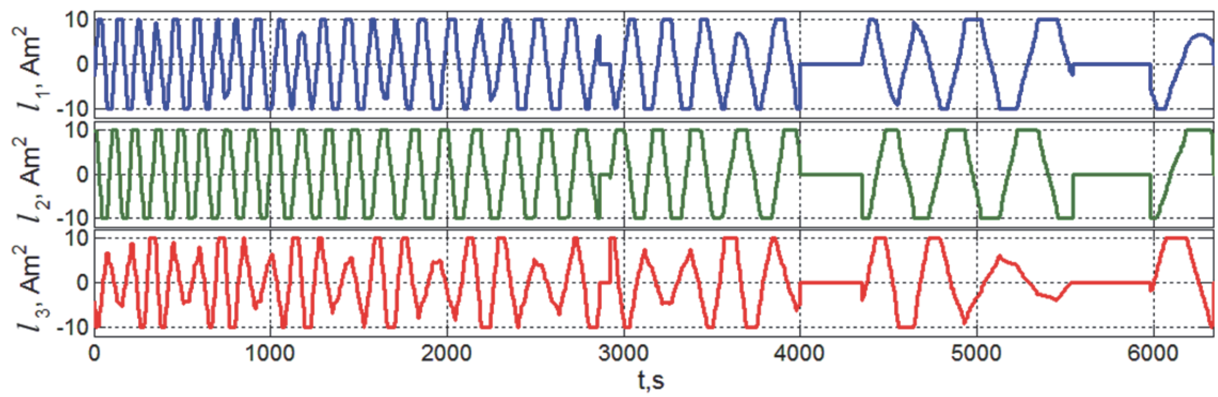

Рис. 5. Изменение вектора электромагнитного момента при цифровом управлении МП в режиме успокоения

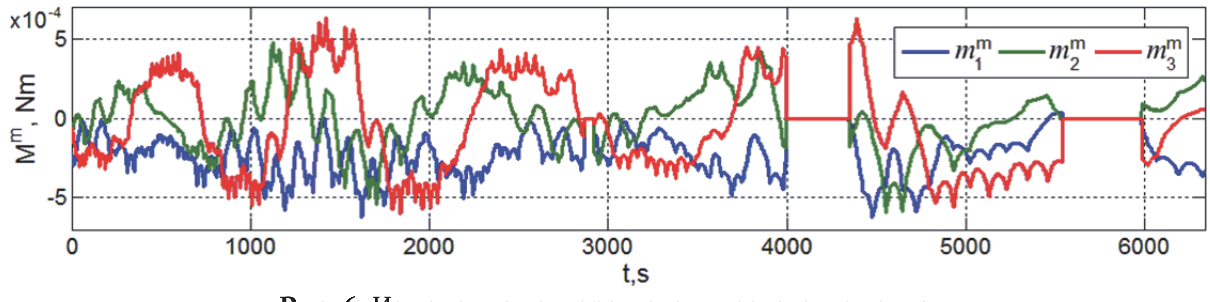

Рис. 6. Изменение вектора механического момента при цифровом управлении МП в режиме успокоения

$\Phi^{\mathrm{e}}_{*1} = 175.56$ град и $\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{e}}_{*1} = \boldsymbol{\omega}_{*1} - \mathbf{C}^{\mathrm{e}}_{*1}\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{o}}_{*1}$. Изменения векторов $\mathbf{L}$ и $\mathbf{M}^{\mathrm{m}}$ магнитного привода в этом режиме представлены на рис. 5 и 6. При заданном значении $\Phi^{\mathrm{e}}_{*2} = 0.083$ град векторный закон $\widetilde{\mathbf{m}}_k$ в (6) переключается от (7) к (8) в момент времени $t_2^* = 6583.6$ с. Изменение углов Эйлера-Крылова $\delta\phi_1$ (крен, синий цвет), $\delta\phi_2$ (рыскание, зеленый), $\delta\phi_3$ (тангаж, красный) и угол Φ^{e} (черный цвет) собственного поворота КА в ОСК $\forall t \geq t_1^* = 6336$ с представлены на рис. 7, а некоторые детали изменения векторов $\boldsymbol{\omega}$, $\mathbf{M}^{\mathrm{r}}$ и $\mathbf{m}$ в процессе приведения ориентации КА в ОСК – на рис. 8, 9 и 10. Наконец, на рис. 11 и 12 приведены ошибки по угловым скоростям $\delta\omega_i$ и углам $\delta\phi_i$ при переходе СУО в установивший режим угловой стабилизации мини-спутника в орбитальной системе координат.

Здесь были учтены все шумы измерений и возмущающие моменты, тщательная дискретная фильтрация измерений и выбор параметров в автономных цифровых законах управления позволили добиться хороших результатов по точности СУО мини-спутника в начальных режимах его ориентации.

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ

Проверка работоспособности СУО в режимах начальной ориентации является весьма ответственной, здесь требуется особая тщательность при определении работоспособности кластера ДМ. В случае отказа необходимо провести быструю диагностику с определением конкретного отказавшего двигателя-маховика.

Алгоритм бортовой диагностики состояния СУО использует её эталонную модель для имитации номинального управления движением КА в реальном времени. Здесь для обнаружения аномальной ситуации на каждом контрольном

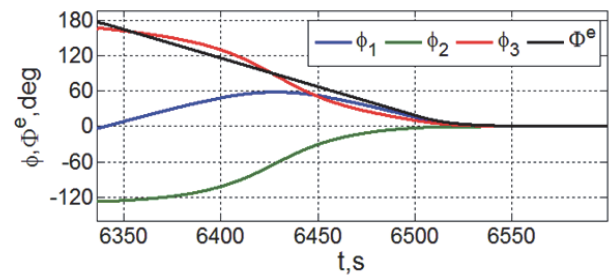

Рис. 7. Углы Эйлера-Крылова и угол вращения КА в ОСК

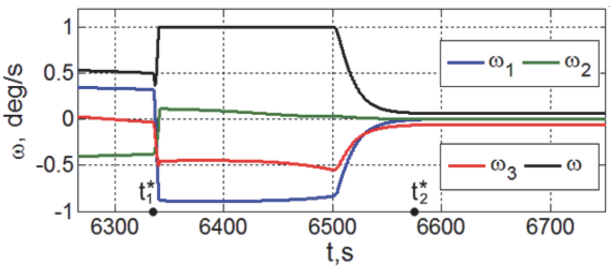

Рис. 8. Изменение вектора $\boldsymbol{\omega}$ при приведении КА к ОСК

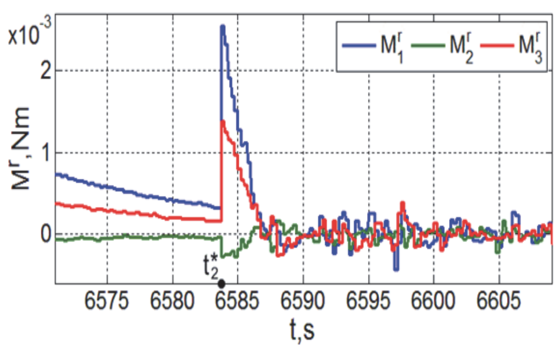

Рис. 9. Изменение вектора моментов кластера ДМ

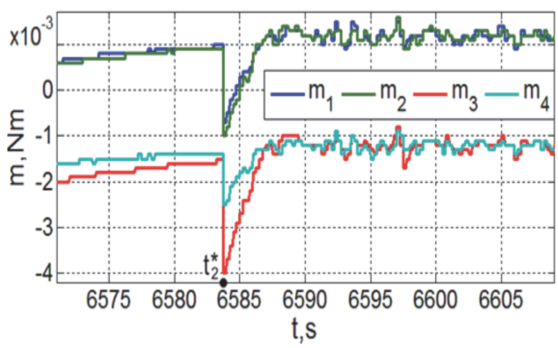

Рис. 10. Изменение управляющих моментов четырёх ДМ

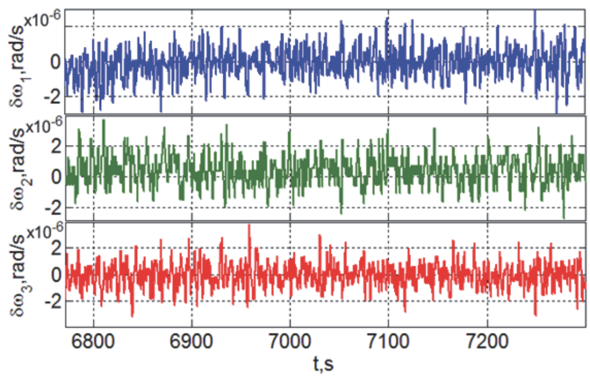

Рис. 11. Изменение вектора $\delta\boldsymbol{\omega}$ в режиме стабилизации КА

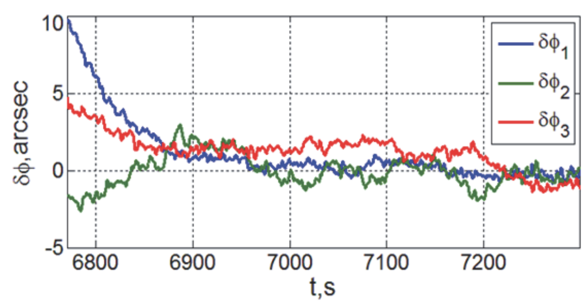

Рис. 12. Изменение вектора $\delta\boldsymbol{\phi}$ в режиме стабилизации КА

периоде вычисляется вектор рассогласований $\hat{\mathbf{e}} = \{\hat{e}_i\} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$ между векторами измеренных $\mathbf{x} = \{x_i\}$ и моделируемых $\hat{\mathbf{x}} = \{\hat{x}_i\}$ координат.

Применяемый подход к диагностике СУО и принятию решения о неисправности заключается в следующем. Изменение во времени диагностических параметров $\hat{\mathbf{e}}\mathrm{j}(t)$ с индексом отказа $\mathrm{j} = 1{,}2$ можно рассматривать как случайный процесс, характеристики которого зависят от множества факторов. Поэтому классификацию нужно вести не по детерминированным мгновенным значениям рассогласований $\hat{\mathbf{e}}\mathrm{j}(t)$ в конце каждого контрольного периода T_u, а как случайный процесс, представленный дискретной последовательностью значений $\hat{\mathbf{e}}\mathrm{j}_k = \hat{\mathbf{e}}\mathrm{j}(t_k)$, $t_{k+1} = t_k + T_u$ для скользящего окна таких измерений. Классификация отказов с использованием обработки данных случайного процесса в таком окне реализована в нашей модификации [8] алгоритма последовательного контроля отношения вероятностей (ПКОВ, *A. Wald*, 1954), детали представлены также в [9].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для приведения ориентации космического аппарата от произвольной к требуемой используется автономное угловое наведение и модульно ограниченное векторное цифровое управление с применением вектора модифицированных параметров Родрига. Автономные векторные цифровые законы управления магнитным приводом и минимально избыточным кластером двигателей-маховиков применяются соответственно для успокоения кувыркающегося мини-спутника после его отделения от ракеты-носителя и приведения его ориентации в заданное положение в орбитальной системе координат без какой-либо реактивной двигательной установки.

Основными достижениями работы являются: (i) автономное векторное цифровое управление минимально-избыточным кластером двигателей-маховиков при явном распределении вектора управляющего момента между маховиками с учетом ограниченных ресурсов кластера по векторам управляющего момента и кинетического момента; (ii) разгрузка кластера двигателей-маховиков от накопленного кинетического момента при помощи магнитного привода с цифровым управлением по оригинальной схеме компенсации; (iii) встроенная дискретная идентификация и цифровая компенсация момента сил сухого трения на оси вращения каждого маховика.

Представлены разработанные методы и алгоритмы автономного наведения и цифрового управления мини-спутником землеобзора в начальных режимах ориентации, а также результаты компьютерной имитации с учетом всех шумов измерений и возмущающих моментов. Эти результаты продемонстрировали хорошую точность системы ориентации мини-спутника, достигаемую тщательной дискретной фильтрацией измерений и выбором параметров в простых цифровых законах управления. Кратко рассмотрена проблема проверки работоспособности системы ориентации мини-спутника и представлены разработанные дискретные алгоритмы бортовой диагностики и классификации отказов, основанные на компьютерной обработке доступных измерений и явных соотношениях.

Разработанные алгоритмы автономного наведения, цифрового управления и мониторинга состояния миниатюрных геодезических спутников просты, надежны и реализуемы в космической технике [1].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Testoyedov N., Rayevsky V., Somov Ye., Titov G., Yakimov Ye.* Attitude and orbit control systems of Russian com-munication, navigation and geodesic satellites: History, present and future // IFAC-PapersOnLine. 2017, vol. 50, no. 1, pp. 6422-6427.
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, 2019, vol. 10, no. 3, pp. 421-432.
3. *Somov Ye., Starinova O., Butyrin S.* Pulse-width control of electro-reaction engines for a station-keeping of a land-survey satellite on sun-synchronous orbit // Procedia Engineering, 2017; vol. 185, pp. 267-274.
4. *Somova T.* Satellite attitude guidance and economical digital control during initial modes // Mathematics in Engineer-ing, Science and Aerospace. 2018, vol. 9, no. 3, pp. 365-372.
5. *Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е.* Автономное наведение и управление ориентацией космического ап-парата в режиме слежения // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. Т. 21. № 5. С. 96-107.
6. *Somova T.* Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey mini-satellite motion // Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2016. Vol. 9, no. 2, pp. 35-45.
7. *Somov Ye.* Feedback linearization and VLF techniques on the synthesis of spacecraft's gyromoment attitude control systems // Proceedings of 1996 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Information Intelligence and Systems. Beijing. 1996, vol. 4, pp. 2522-2527.
8. *Somov Ye., Rodnishchev N., Somova T.* Health checking of a spacecraft control system in the orientation initial modes // Proceedings of 2019 IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace;

Turin.2019, pp. 619-623.
9. *Somov Ye., Rodnishchev N.* Active fault tolerant gyromoment control of information satellites and free-flying robots // Proceedings of 2018 IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace, Rome. 2018, p. 166-170.

AUTONOMOUS DIGITAL CONTROL OF THE EARTH GEODETIC MINI-SATELLITE IN INITIAL ORIENTATION MODES

©2020 S.Ye. Somov[1,2], T.Ye. Somova[2]

[1] Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences, Samara, Russia
[2] Samara State Technical University, Samara, Russia

Methods for guidance and motion control of a space robot during a flyby of a geostationary satellite at a visual monitoring its technical state are considered. Numerical results are presented that demonstrate the effectiveness of the developed discrete guidance and control algorithms.
Key words: a space robot, a geostationary satellite, a visual monitoring the state, control.
DOI: 10.37313/1990-5378-2020-22-5-84-93

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