

УДК 629.78 : 681.51

АВТОНОМНОЕ НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ СЛЕЖЕНИЯ

© 2019 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук

² Самарский государственный технический университет

Статья поступила в редакцию 10.10.2019

Представляется новый метод автономного наведения и цифрового управления ориентацией космического аппарата в режиме слежения за изменением вектора модифицированных параметров Родрига. Приводятся численные результаты по эффективности разработанных алгоритмов, применяемых для информационных спутников и космических роботов.

Ключевые слова: космический аппарат, автономное угловое наведение, цифровое управление ориентацией.

DOI: 10.24411/1990-5378-2019-00047

Работа поддержана РФФИ, грант 17-08-01708.

ВВЕДЕНИЕ

Проблемы динамического синтеза и нелинейного анализа систем управления ориентацией (СУО) космических аппаратов (КА) остаются актуальными для его пространственного углового движения. В статье основное внимание фокусируется на нелинейностях кинематических соотношений при управлении пространственным угловым движением КА с ограничениями на модули векторов угловой скорости и управляющего момента. Управление ориентацией КА выполняется магнитным приводом (МП) и кластером четырех реактивных двигателей-маховиков (ДМ) по сигналам бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с коррекцией от спутников GPS/ГЛОНАСС и звездных датчиков, а также сигналам гироскопических датчиков угловой скорости (ДУС). После отделения от ракеты-носителя КА начинает кувыряться – вращаться с вектором угловой скорости ω изменяемого направления в базисе **В**, связанного с его корпусом. Выделяются начальные режимы ориентации [1]: (i) успокоение КА в инерциальном базисе **I** помощью управ-

ления МП; (ii) включение кластера ДМ в контур управления КА с разгрузкой этого кластера от накопленного кинетического момента (КМ) с помощью магнитного привода; (iii) угловое наведение и управление КА с приведением ориентации спутника к заданной в орбитальном базисе **O**. В наших последних публикациях [2] – [6] при решении задачи (iii) применялся закон углового наведения в виде набора векторных сплайнов в зависимости от времени. В отличие от такого подхода, здесь первые решается задача автономного углового наведения КА при слежении за эталонной моделью по доступным измерениям и цифрового управления кластером двигателей-маховиков с автоматическим приведением ориентации спутника к заданной в орбитальном базисе.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

Минимально-избыточная схема *General Electric (GE)*, рис. 1, обладает возможностью управлять ориентацией КА при отказе любого одного маховика. Здесь в базисе **В** (системе координат $Oxyz$) оси вращения четырёх ДМ располагаются на поверхности конуса с углом полураствора γ . Далее используются стандартные обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $(\cdot, \cdot)$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times]$ и $^\circ, \sim$ для векторов, матриц и кватернионов, $C_\gamma \equiv \cos \gamma$, $S_\gamma \equiv \sin \gamma$, $i = 1, 2, 3 \dots m \equiv 1 \div m$ и применяется вектор модифицированных параметров Родрига (МПП) $\sigma = \{\sigma_i\} = \mathbf{e} \, \Phi / 4$ с традиционными обозначениями орта Эйлера **e** и угла Φ собственного поворота. Вектор σ взаимно-однозначно связан с кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, $\lambda \equiv \{\lambda_i\}$ ориентации КА в инерциальном базисе **I** прямыми

Сомов Евгений Иванович, ведущий научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; начальник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail e_somov@mail.ru
Бутырин Сергей Анфимович, старший научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; начальник лаборатории «Моделирования систем управления» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail butyrinsa@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

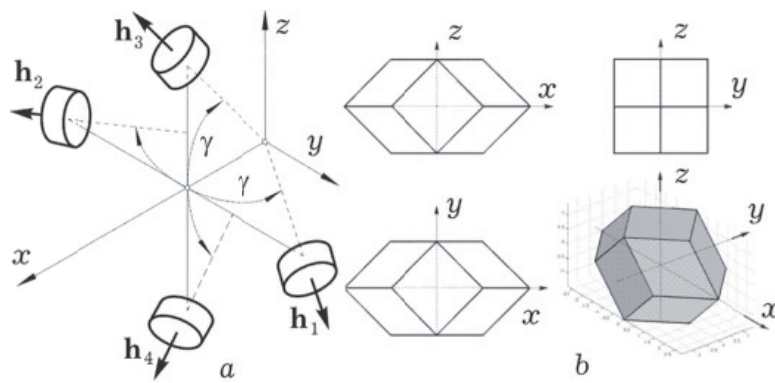


Рис. 1. Схема GE (a) и оболочка ее КМ (b)

$\sigma = \lambda / (1 + \lambda_0)$ и обратными $\lambda_0 = (1 - \sigma^2) / (1 + \sigma^2)$, $\lambda \equiv \{\lambda_i\} = 2\sigma / (1 + \sigma^2)$ аналитическими соотношениями. Модель углового движения КА учитывает упругость его конструкции и имеет вид

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2; \quad \mathbf{A}^0 \{\dot{\omega}, \ddot{\mathbf{q}}, \dot{\Omega}\} = \{\mathbf{F}^\omega, \mathbf{F}^q, \mathbf{F}^\Omega\}, \quad (1)$$

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

$$\mathbf{F}^q = -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}); \quad \mathbf{F}^\Omega = \mathbf{M} - \mathbf{M}^f;$$

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

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

Здесь $\mathbf{G} = \mathbf{G}^0 + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}$ является вектором КМ электромеханической системы, где $\mathbf{G}^0 = \mathbf{K} + \mathbf{H}$ и $\mathbf{K} = \mathbf{J}\omega$, столбцы $\mathbf{H} = \{\mathbf{H}_i\}$, $i = 1 \div 3$ и $\mathbf{h} = \{\mathbf{h}_p\}$, $\mathbf{h}_p = J_r \Omega_p$, $p = 1 \div 4$ 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 $\mathbf{B}$;

$$\mathbf{A}^q = \text{diag}\{\mu_j\}; \quad \mathbf{V}_q = \text{diag}\{\frac{\delta}{\pi} \Omega_j^s\};$$

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

$$\mathbf{M} = \{m_p\}; \quad \mathbf{M}^f = \{m_p^f\};$$

вектор

механического момента МП $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\} = -\mathbf{L} \times \mathbf{B}$ [7], где вектор электромагнитного момента (ЭММ) $\mathbf{L} = \{l_i\}$ с ограниченными компонентами $|l_i| \leq l^m$ и вектор индукции магнитного поля Земли $\mathbf{B} = b\mathbf{B}$ с ортом $\mathbf{b}$ определены в базисе $\mathbf{B}$; векторы-столбцы $\mathbf{M} = \{m_p\}$ и $\mathbf{M}^f = \{m_p^f\}$ представляют управляющие моменты и моменты сил сухого трения по осям вращения ДМ, а вектор $\mathbf{M}^d$ – внешние возмущающие моменты. Ресурсы каждого ДМ по управляющему и кинетическому моментам ограничены, $|m_p(t)| \leq m^m$, $|\mathbf{h}_p(t)| \leq h^m$, $p = 1 \div 4$.

Вектор $\mathbf{M}^f$ управляющего момента кластера ДМ формируется в виде $\mathbf{M}^f = -\mathbf{H}$, где $(\cdot)^*$ – символ локальной производной по времени. Если корпус КА считать твердым телом, то $\mathbf{G} = \mathbf{G}^0$ и модель динамики его углового движения принимает вид

$$\mathbf{J}\dot{\omega} + [\omega \times] \mathbf{G} = \mathbf{M}^r + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^d. \quad (2)$$

Пусть измерение кватерниона ориентации КА $\Lambda_l^m \equiv \Lambda^m(t_l)$ выполняется с периодом T_p , где $\Lambda^m(t_l) = \Lambda(t_l) \circ \Lambda_l^n$ и кватернион $\Lambda_l^n = \Lambda^n(t_l)$ представляет центрированный гауссовский шум, $t_{l+1} = t_l + T_p$, $l \in N_0 \equiv [0, 1, 2, 3, \dots]$, а измерение угловых скоростей вращения ДМ $\Omega_{ps} = \Omega_p(t_s)$ – в моменты времени t_s с периодом T_q , $t_{s+1} = t_s + T_q$, $s \in N_0$. Будем считать, что в моменты времени t_k с периодом T_u , $t_{k+1} = t_k + T_u$, $k \in N_0$ измеряется вектор угловой скорости $\omega_k \equiv \omega(t_k)$ корпуса КА и формируется цифровое управление ДМ, а в моменты t_r с периодом $T_u^m > T_u$, $t_{r+1} = t_r + T_u^m$, $r \in N_0$ измеряется вектор индукции $\mathbf{B}_r \equiv \mathbf{B}(t_r)$ магнитного поля Земли и формируется цифровое управление МП, когда значения компонентов вектора ЭММ $\mathbf{L} = \{l_i\}$ фиксируются $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Будем считать, что электромеханическая СУО при модели КА в виде твердого тела при отсутствии внешних возмущений ($\mathbf{M}^m = \mathbf{0}$; $\mathbf{M}^d = \mathbf{0}$ в модели (2)) является сбалансированной по вектору суммарного кинетического момента, что соответствует тождеству $\mathbf{G} = \mathbf{G}^0 = \mathbf{K} + \mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$. Тогда пространственное угловое движение КА описывается уравнениями

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2; \quad \dot{\omega} = \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}^r = \boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{u}. \quad (3)$$

Пусть для формирования управления $\mathbf{u}$ применяются измерения кватерниона $\Lambda(t)$, которые используются для вычисления вектора МПР

$\sigma(t)$, и вектора угловой скорости $\omega(t)$. Кинематическому уравнению в (3) соответствует соотношение $\dot{\sigma} = (1 - \sigma^2)\omega/4 + \sigma \times \omega/2 + \sigma(\sigma, \omega)/2$ для вектора МПР σ , поэтому при векторе управляющего углового ускорения $u \equiv \varepsilon$ модель (3) представляется в нормированной непрерывной векторной форме

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

с заданными начальными условиями $\sigma(t_0) = \sigma_i$, $\omega(t_0) = \omega_i$ при $t_0 = 0$, где при обозначении $e_0 = e(t_0)$ вектор $\sigma_i \equiv e_0 \cdot g(\Phi_0/4)$ является произвольным с условием $|\Phi_0| < 2\pi$.

Как известно, кватернион $-\Lambda$ задает вращение КА на угол $2\pi - \Phi$ вокруг орта Эйлера $-e$, которое полностью совпадает с вращением этого объекта на угол Φ вокруг орта Эйлера e , т.е. значения Λ и $-\Lambda$ совпадают. Следовательно, при $\Phi = \pi$ возникает проблема двужначности кватерниона и требуется конкретизировать его значение вместе с направлением орта Эйлера. Для вектора МПР σ такая проблема не проявляется $\forall \Phi \in (-2\pi, 2\pi)$. Поэтому мы детально изучаем эталонную модель автономного пространственного наведения с вектором МПР σ , вектором угловой скорости ω и вектором ускорения $\varepsilon \equiv u$, который формально считается управлением. Будем считать, что вектор такого управления $u = \{u_i\}$ ограничен по модулю $|u(t)| \equiv u(t) \leq u^m$, $u^m > 0$, а вектор $\omega(t) = \{\omega_i(t)\}$ ограничен по модулю $|\omega(t)| \equiv \omega(t) \leq \omega^m$, $\omega^m > 0$, естественно $\omega_i = |\omega_0| \leq \omega^m$.

Первая задача состоит в синтезе векторного нелинейного закона цифрового управления

$$u_k \equiv u(\sigma_k, \omega_k) \quad (5)$$

для эталонной модели автономного наведения (4) в моменты времени t_k , $k \in N_0$ с периодом дискретности $T_u = t_{k+1} - t_k$ и ограниченными модулями векторов управления и угловой скорости, который обеспечивает асимптотическую устойчивость тривиального решения замкнутой нелинейной непрерывно-дискретной системы (4), (5) с выполнением условия

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |\sigma(t)| = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} |\omega(t)| = 0. \quad (6)$$

Вторая задача заключается в синтезе цифрового закона управления кластером ДМ, который обеспечивает переход КА из произвольной ориентации в малую окрестность его требуемого углового положения относительно желаемого углового движения КА в заданный момент времени. При этом система векторных соотношений (4), (5) применяется как эталонная модель автономного углового наведения КА по доступным измерениям.

Наконец, третья задача состоит в синтезе экономичного цифрового управления КА в режимах начальной ориентации, когда практически используется автономное угловое наведение КА по доступным измерениям в замкнутом контуре управления.

ЭТАЛОННАЯ МОДЕЛЬ НАВЕДЕНИЯ

При использовании диадного произведения $[a \cdot b]$ 3-мерных векторов $a = \{a_i\}$ и $b = \{b_j\}$, которое представляется как $[a \cdot b] \equiv ab^t = C = \|c_{ij}\| = \|a_i b_j\|$, кинематическое уравнение в (4) принимает вид

$$\dot{\sigma} = (\frac{1}{4}(1 - \sigma^2)I_3 + \frac{1}{2}([\sigma \times] + [\sigma \cdot \sigma]))\omega \equiv B(\sigma)\omega \quad (7)$$

с обратным векторно-матричным соотношением

$$\omega \equiv B^{-1}(\sigma)\dot{\sigma} \equiv (8/(1 + \sigma^2))B^t(\sigma)\dot{\sigma}. \quad (8)$$

Вторая производная $\ddot{\sigma}$ вектора МПР σ получается дифференцированием (7) по времени, что приводит к выражению

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

В итоге модель (4) сводится к нелинейной управляемой системе в форме Бруновского

$$\ddot{\sigma} = v \equiv b(\sigma, \omega) + B(\sigma)u, \quad (9)$$

где векторная функция $b(\sigma, \omega)$ представляется в виде $b(\sigma, \omega) = ([B(\sigma)\omega] \times) + [\sigma \cdot B(\sigma)\omega])\omega/2$.

В соответствии с методом линеаризующей обратной связи сначала выполняется синтез закона вспомогательного управления $v(\sigma, \dot{\sigma})$ для линейной системы $\ddot{\sigma} = v$. При модальном синтезе на едином желаемом спектре $S_* = (-\alpha \pm j\beta)$ по каждому замкнутому каналу ориентации КА получается непрерывный закон управления $v = -(k_\sigma \sigma + k_\omega \dot{\sigma}) = -(k_\sigma \sigma + k_\omega B(\sigma)\omega)$, который при обеспечении требуемой асимптотической устойчивости (6) тривиального решения $\sigma(t) = 0$, $\omega(t) = 0$ представляется в дискретном виде

$$v_k \equiv \{v_k\} = -(k_\sigma^d \sigma_k + k_\omega^d B(\sigma_k)\omega_k). \quad (10)$$

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

$$\begin{aligned} \omega_* &= 3/(\xi T_r); \\ \alpha &= \xi \omega_*, \beta = \omega_* \sqrt{1 - \xi^2}; \\ a_1 &= -2 \exp(-\alpha T_u) \cos(\beta T_u), \\ a_2 &= \exp(-2\alpha T_u); \\ k_\sigma^d &= (1 + a_1 + a_2)/T_u^2, \\ k_\omega^d &= (3 + a_1 - a_2)/(2T_u), \end{aligned}$$

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

что вычислении коэффициента a_1 со значением $\xi > 1$ получается функция $\cos(jx)$ мнимого аргумента, которая автоматически превращается в гиперболический косинус $\cosh(jx) = (\exp(-x) + \exp(x)) / 2$. В этом случае желаемый спектр S_* принимает значение $S_* = (-\alpha_1, -\alpha_2)$, где $\alpha_1 \equiv \omega_*(\xi - \sqrt{\xi^2 - 1})$ и $\alpha_2 \equiv \omega_*(\xi + \sqrt{\xi^2 - 1})$.

Предварительный непрерывный закон управления $\tilde{\mathbf{u}} \equiv \{\tilde{u}_i\} = \tilde{\mathbf{u}}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}) = \mathbf{B}^{-1}(\boldsymbol{\sigma})(\mathbf{v} - \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega}))$ определяется в явном аналитическом виде, а его дискретная форма представляется соотношением

$$\tilde{\mathbf{u}}_k = -\left[\frac{8}{(1 + \sigma_k^2)^2} \mathbf{B}^t(\boldsymbol{\sigma}_k)(k_{\sigma}^d \boldsymbol{\sigma}_k + \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}_k, \boldsymbol{\omega}_k)) + (k_{\omega}^d / 2) \boldsymbol{\omega}_k \right]. \quad (11)$$

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 ($u(t) \leq u^m$) и модуль вектора угловой скорости ($\omega(t) \leq \omega^m$) по следующему простому алгоритму: 1) по значению цифрового управления $\tilde{\mathbf{u}}_k$ (11) в момент времени t_k вычисляется прогнозируемое 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 $|\boldsymbol{\omega}_k^q| > \omega^m$, то управление $\tilde{\mathbf{u}}_k$ переопределяется как $\tilde{\mathbf{u}}_k = ((\omega^m \boldsymbol{\omega}_k^q / |\boldsymbol{\omega}_k^q|) - \boldsymbol{\omega}_k) / T_u$; 2) далее, если $|\tilde{\mathbf{u}}_k| \equiv \tilde{u}_k > u^m$, то формируется управление $\mathbf{u}_k = u^m \tilde{\mathbf{u}}_k / \tilde{u}_k$, иначе $\mathbf{u}_k = \tilde{\mathbf{u}}_k$.

На рис. 2 представлены переходные процессы для компонентов векторов $\boldsymbol{\sigma}$, $\boldsymbol{\omega}$ и $\boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{u}$, а также для модулей векторов $\boldsymbol{\omega}$ и $\boldsymbol{\varepsilon}$ (черный цвет), при начальных условиях

$$\boldsymbol{\sigma}_0 \equiv \mathbf{e}_0 \operatorname{tg}(\Phi_0 / 4), \quad \Phi_0 = 176.039 \text{ град};$$

$$\mathbf{e}_0 = \{-0.168295301056269,$$

$$0.520778421886236,$$

$$0.83693878326916\};$$

$$\boldsymbol{\omega}_0 = \{-0.0718, 0.0684, 0.06701\} \text{ град/с},$$

параметрах $T_r = 100 T_u$, $\xi = 1.5$ цифрового закона управления (11) с периодом $T_u = 0,25$ с и ограничениях $\omega^m = 1$ град/с, $u^m = 0,15$ град/с².

АЛГОРИТМЫ АВТОНОМНОГО НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

Задачи наведения информационных спутников обычно формулируются в геодезическом базисе, связанном с вращающейся Землей. При этом законы автономного наведения основываются на аналитических соотношениях, связывающих координаты состояния спутника с измеряемыми координатами объектов информационного обслуживания. При автономном наведении космических роботов применяются измеряемые координаты подвижной цели.

Рассмотрим простейшую задачу, которая состоит в синтезе закона автономного углового наведения КА при его переходе из произвольной ориентации в орбитальную. Ориентация орбитального базиса $\mathbf{O}$ (системы координат $Ox^0 y^0 z^0$) в инерциальном базисе $\mathbf{I}$ определяется матрицей $\mathbf{C}^0$ и кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}^0$. В свою очередь, угловое положение базиса $\mathbf{B}$ относительно базиса $\mathbf{O}$ представляется углами крена ϕ_1 , рыскания ϕ_2 и тангажа ϕ_3 в последовательности поворотов 312 и кватернионом невязки $\hat{\mathbf{E}} = (\hat{\mathbf{e}}_0, \hat{\mathbf{e}}) = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}^0 \circ \boldsymbol{\Lambda}$ с вектором $\hat{\mathbf{e}} = \{\hat{e}_i\}$, которому соответствуют вектор параметров Эйлера

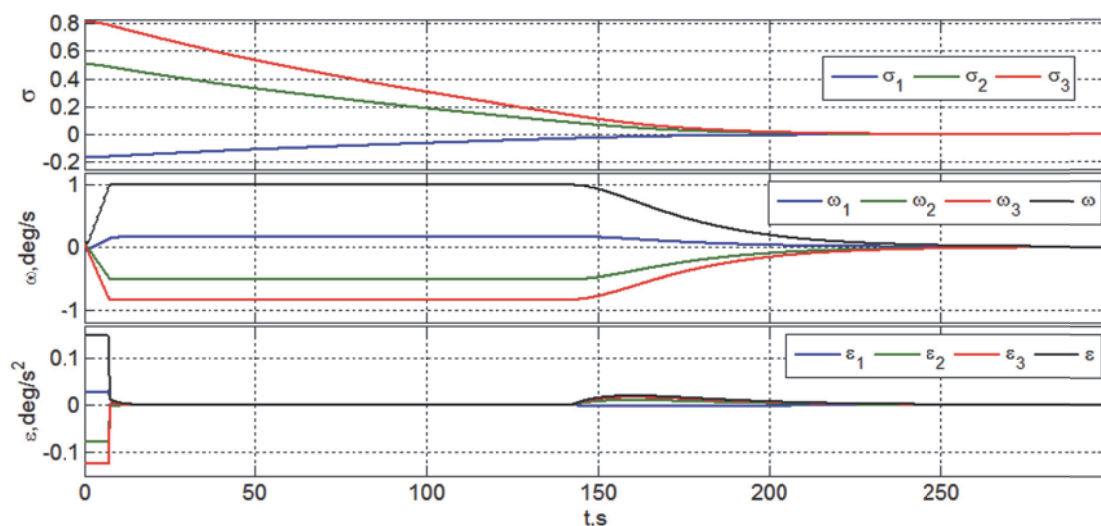


Рис. 2. Изменение векторов $\boldsymbol{\sigma}$ и $\boldsymbol{\omega}$ при цифровом управлении $\boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{u}_k$ в эталонной модели наведения

$\hat{\mathbf{E}} = \{\hat{\mathbf{e}}_0, \hat{\mathbf{e}}\}$, матрица $\mathbf{C}^e(\hat{\mathbf{E}}) \equiv \mathbf{I}_3 - 2[\hat{\mathbf{e}} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 \hat{\mathbf{e}}_0 + [\hat{\mathbf{e}} \times]$, вектор МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \hat{\mathbf{e}} / (1 + \hat{\mathbf{e}}_0) = \mathbf{e}^e \operatorname{tg}(\Phi^e/4)$ и вектор-столбец погрешности ориентации $\delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{2\hat{\mathbf{e}}_0 \hat{\mathbf{e}}_i\}$. Вектор невязки по угловой скорости вычисляется по соотношению $\delta\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}^o$, где $\boldsymbol{\omega}^o$ является вектором абсолютной угловой скорости базиса $\mathbf{O}$.

Применяемая стратегия автономного углового наведения КА содержит два этапа:

1) угловое наведение КА при его переходе из произвольной ориентации в малую окрестность его требуемого углового положения в инерциальном базисе, когда используется эталонная модель автономного углового наведения (11) с учетом ограничений по дискретным измерениям в базисе $\mathbf{B}$ кватерниона ориентации Λ_k и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_k$ космического аппарата;

2) автономное угловое наведение КА в малой окрестности движения орбитального базиса на основе требования для кватерниона навязки $\hat{\mathbf{E}}_k \equiv \tilde{\Lambda}_k^o \circ \Lambda_k = \mathbf{1}$ с единичным кватернионом $\mathbf{1}$ по измерениям как кватерниона ориентации Λ_k^o базиса $\mathbf{O}$, так и кватерниона ориентации Λ_k базиса $\mathbf{B}$, в инерциальном базисе $\mathbf{I}$.

В процессе обработки в БИНС сигналов навигационных спутников GPS/ГЛОНАСС на борту КА формируются значения векторов расположения $\mathbf{r}_o$ и скорости $\mathbf{v}_o$ поступательного движения его центра масс в инерциальном базисе $\mathbf{I}$. При определении орта радиали $\mathbf{r}^o = \mathbf{r}_o / r_o$ и орта $\mathbf{v}^o = \mathbf{v}_o / v_o$ положение ортов нормали $\mathbf{n}^o$ и трансверсали $\boldsymbol{\tau}^o$ в произвольной точке орбиты вычисляется по алгоритму $\mathbf{n}^o = (\mathbf{r}^o \times \mathbf{v}^o) / |\mathbf{r}^o \times \mathbf{v}^o|$, $\boldsymbol{\tau}^o = \mathbf{n}^o \times \mathbf{r}^o$, а орты $\mathbf{o}_1, \mathbf{o}_2$ и $\mathbf{o}_3$ орбитального базиса $\mathbf{O}$ назначаются в виде $\mathbf{o}_1 = \boldsymbol{\tau}^o$, $\mathbf{o}_2 = \mathbf{r}^o$ и $\mathbf{o}_3 = -\mathbf{n}^o$. Ортогональная матрица $\mathbf{C}^o = (c_{ij}^o)$, $i, j \in 1 \div 3$ ориентации базиса $\mathbf{O}$ в базисе $\mathbf{I}$ формируется как $\mathbf{C}^o = \{\mathbf{o}_i\}$, $i \in 1 \div 3$, соответствующий кватернион $\Lambda^o = (\lambda_0^o, \boldsymbol{\lambda}^o)$ вычисляется по явным соотношениям

$$\lambda_0^o = (1 + \operatorname{tr} \mathbf{C}^o)^{1/2} / 2;$$

$$\lambda_i^o = (c_{i+1+i}^o - c_{i+2+i}^o) / (4\lambda_0^o);$$

$i = 1 \div 3$, $i + 3 = i$, при этом для исключения неопределенности типа $(0/0)$ в процессе вычисления λ_i^o при значении $\lambda_0^o = 0$ используется известный алгоритм С. Стенли. С другой стороны, подсистема определения ориентации в составе БИНС выполняет измерение фактической ориентации связанного базиса $\mathbf{B}$ в инерциальном базисе $\mathbf{I}$, результат измерения отражается кватернионом Λ .

Задача синтеза законов автономного углового наведения и управления ориентацией КА заключается в создании эталонной модели с ограниченными модулями векторов скорости и ускорения для совмещения базиса $\mathbf{B}$, имеющего произвольное начальное положение при кватернионе $\Lambda(t_o) = \Lambda_o$, с базисом $\mathbf{O}$ по значениям кватернионов Λ и Λ^o и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ корпуса КА, а также векторов угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^o$ и углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}^o = \dot{\boldsymbol{\omega}}^o$ базиса $\mathbf{O}$ для совмещения базиса $\mathbf{B}$ при его движения в малой окрестности орбитального базиса.

Рис. 2 демонстрирует, что при ограничениях $\omega^m = 1$ град/с, $u^m = 0,15$ град/с² совмещение произвольного положения базиса $\mathbf{B}$ с инерциальным базисом $\mathbf{I}$ гарантированно завершается за время $T_* = 300$ с. Очевидно, что малой длительности совмещения фактическую орбиту КА с периодом ≈ 2 ч можно аппроксимировать кеплеровой орбитой в центральном гравитационном поле Земли. При общепринятых обозначениях такую орбиту описывают шесть кеплеровых элементов – долгота восходящего узла Ω и наклонение i орбиты; фокальный параметр p , эксцентриситет e и широта ω_π перицентра орбиты, а также момент времени t_π , при котором радиус-вектор центра масс КА направлен на перицентр. Текущее положение КА в момент времени t определяется в угловой мере истинной аномалией $\nu(t)$, которая отсчитывается от перицентра ω_π в направлении его движения, при этом вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^o = \dot{\nu}(t) \mathbf{o}_3$ и вектор углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}^o \equiv \dot{\boldsymbol{\omega}}^o = \ddot{\nu}(t) \mathbf{o}_3$ орбитального движения центра масс КА.

По измеренным БИНС в момент времени t_o значениям векторов расположения $\mathbf{r}_o$ и скорости $\mathbf{v}_o$ поступательного движения центра масс КА (шесть координат состояния) на его борту по явным аналитическим соотношениям [8] вычисляются сначала значения кватерниона $\Lambda^o(t_o) = \Lambda_o^o$, шести кеплеровых элементов орбиты и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^o(t_o) = \boldsymbol{\omega}_o^o$, а затем прогнозируемые значения постоянного кватерниона $\Lambda^o(\hat{t}_*) = \Lambda_*^o$ и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^o(\hat{t}_*) = \boldsymbol{\omega}_*^o$ в базисе $\mathbf{I}$ для момента времени $\hat{t}_* = t_o + T_r$.

Кватернион ориентации базиса $\mathbf{B}$ относительно инерциального базиса $\mathbf{I}$ представим в виде $\Lambda = \Lambda_*^o \circ \Lambda^e$, где кватернион $\Lambda^e = \tilde{\Lambda}_*^o \circ \Lambda$ соответствует вектору МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\boldsymbol{\sigma}_i^e\} = \mathbf{e}^e \operatorname{tg}(\Phi^e/4)$ эталонной модели наведения с векторами угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^e = \tilde{\Lambda}_*^o \circ \boldsymbol{\omega} \circ \Lambda_*^o$ и углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}^e = \mathbf{u}^e = \tilde{\Lambda}_*^o \circ \boldsymbol{\varepsilon} \circ \Lambda_*^o$. Цифровой закон управ-

ления $\mathbf{u}_k^e \equiv \{u_k^e\} = \mathbf{u}_k^e(\sigma_k^e, \omega_k^e)$ в такой эталонной модели наведения формируется согласно (11) по измеренным значениям Λ_k , ω_k и далее вычисленным значениям σ_k^e , ω_k^e с учетом ограничений на модули векторов скорости ω_k^e и ускорения $\mathbf{u}_k^e$. При этом вектор управляющего момента КА $\mathbf{M}_k^r$ с применением эталонной модели автономного углового наведения формируется в виде

$$\mathbf{M}_k^r = \mathbf{J} \mathbf{u}_k + \omega_k \times \mathbf{G}_k, \quad (12)$$

где $\mathbf{u}_k = \Lambda_k^o \circ \mathbf{u}_k^e \circ \tilde{\Lambda}_k^o$ и $\mathbf{G}_k = \mathbf{J} \omega_k + \mathbf{H}_k$.

При малой невязке углового положения базиса $\mathbf{B}$ относительно базиса $\mathbf{O}$ выполняется фильтрация значений вектора углового рассогласования $\hat{\mathbf{e}}_l = -\delta\phi_l = -2\hat{e}_{0l}\hat{\mathbf{e}}_l$, $l \in N_0$ с периодом T_p и формируются векторы $\hat{\mathbf{e}}_k^f$, $k \in N_0$, которые используются в законе управления кластером ДМ

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{k+1} &= \mathbf{B} \mathbf{g}_k + \mathbf{C} \hat{\mathbf{e}}_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P} \hat{\mathbf{e}}_k^f); \\ \mathbf{M}_k^r &= \omega_k^f \times \mathbf{G}_k^f + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \mathbf{e}_k^o + [\mathbf{C}_k^e \omega_k^o \times] \omega_k + \tilde{\mathbf{m}}_k) \end{aligned} \quad (13)$$

с периодом T_u , где $\mathbf{G}_k^f = \mathbf{J} \omega_k^f + \mathbf{H}_k^f$ и при обозначениях

$$d_u \equiv 2/T_u, \quad a \equiv (d_u \tau_1 - 1)/(d_u \tau_1 + 1)$$

элементы диагональных матриц $\mathbf{B}$, $\mathbf{P}$ и $\mathbf{C}$ вычисляются в виде

$$b \equiv (d_u \tau_2 - 1)/(d_u \tau_2 + 1); \quad p \equiv (1 - b)/(1 - a);$$

$c \equiv p(b - a)$ с настраиваемыми параметрами τ_1 , τ_2 , а также k в диагональной матрицы $\mathbf{K}$.

УПРАВЛЕНИЕ КЛАСТЕРОМ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

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 $\dot{\Omega}(t) = a(t) - a^f(t)$, где управляющее ускорение $a(t) = m(t)/J_r$, ускорение $a^f(t) = a_0^f \text{sign}(\Omega(t) \in [-a_0^f, a_0^f])$ отражает влияние момента сил сухого трения и при моменте инерции ДМ J_r параметр $a_0^f = m_0^f/J_r = \text{const}$. В предположении $a^f(t) = a^f(t_s) = a_s^f = \text{const} \forall t \in [t_s, t_{s+1})$ для получения оценки $\hat{a}_s^f$ значения a_s^f применяется дискретный идентификатор Луенбергера

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

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

Компенсационная схема разгрузки кластера ДМ основана на следующих положениях. Вычисляются модуль I^m и орт $\mathbf{e}^m$ вектора потребного импульса механического момента МП в базисе $\mathbf{B}$, назначается его вариация ΔI^m на периоде T_u^m цифрового управления МП и рассчитывается постоянная команда $\mathbf{M}_k^{\text{cu}} = \{m_{ik}^{\text{cu}}\} = \Delta I^m \mathbf{e}^m / T_u^m$ компенсации импульса механического момента МП, которая с периодом цифрового управления T_u поступает на кластер ДМ. Здесь в моменты времени t_r , $r \in N_0$ вычисляется орт $\mathbf{b}_r = \mathbf{B}_r / B_r$ и определяется взаимная ориентация ортов $\mathbf{b}_r$ и $\mathbf{e}_r^m$ в базисе $\mathbf{B}$; если $|\langle \mathbf{b}_r, \mathbf{e}_r^m \rangle| > \cos(\pi/3)$, то на очередном периоде дискретности МП не включается, иначе вычисляются вектор $\mathbf{L}_r = \{l_i\} = \Delta I^m (\mathbf{b}_r \times \mathbf{e}_r^m) / B_r$ потребного электромагнитного момента МП на очередном шаге цифрового управления МП с периодом T_u^m .

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

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

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

Используемый подход к разрешению этих уравнений основан на применении скалярной функции автоматической настройки кластера, которая позволяет однозначно распределять векторы $\mathbf{H}$ и $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}^*$ между четырьмя ДМ по явным аналитическим соотношениям [12,13]. Введем нормированный вектор КМ кластера

$$\mathbf{h} \equiv \{x, y, z\} = \mathbf{H}/h^m = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}, \quad \text{где}$$

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

$$\mathbf{h} = \{h_p\}, \quad h_p = h_p / h^m, \quad |h_p| \leq 1.$$

Распределение этого вектора между четырьмя ДМ выполняется по закону

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

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

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

на основе соотношений

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

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

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

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

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

$$\mathbf{M} = -(\{\mathbf{A}, \mathbf{a}^f\})^{-1} \{(\mathbf{M}_k^r + \mathbf{M}_k^{cu}), h^m \text{ sat}(\phi_p, \mu_p f_p)\} \quad (14)$$

с параметрами $\phi_p, \mu_p > 0$ и компонентами строки $\mathbf{a}^f = [a_p^f]$ в виде

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

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

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

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КА В НАЧАЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

В классе локально-оптимальных непрерывных законов успокоения КА в ИСК с помощью внешнего управляющего момента наиболее популярны закон управления с минимальным принуждением [9] и закон управления, оптимальный по быстродействию [10,11]. При моделировании КА в виде свободного твердого тела ($\mathbf{M}^d = \mathbf{0}$, $\mathbf{M}^r = \mathbf{0}$, $\mathbf{G} = \mathbf{K}$) из (2) следует модель динамики вращательного перемещения спутника

$$\dot{\mathbf{K}} = \mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K}, \quad (15)$$

где приняты обозначения $\dot{\mathbf{K}} \equiv \mathbf{K}^* = \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}$ и $\mathbf{M} = \mathbf{M}^m$. Пусть в момент времени $t_0 = 0$ известен вектор $\boldsymbol{\omega}_0 = \boldsymbol{\omega}(t_0)$ произвольного направления с модулем $|\boldsymbol{\omega}_0| = \omega_0 \leq \bar{\omega}_0$ при заданном значении $\bar{\omega}_0$. Тогда при известном тензоре инерции $\mathbf{J}$ корпуса КА в этот момент времени становится известным значение вектора КМ $\mathbf{K}(t_0) = \mathbf{K}_0 = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_0$ с модулем K_0 . Задача успокоения вращательного движения КА состоит в разработке закона управления $\mathbf{M} = \mathbf{M}(\boldsymbol{\omega})$, который начиная с момента времени t_1^* обеспечивает выполнение условия

$\boldsymbol{\omega}(t) \in \mathbf{S}_\omega \equiv (\boldsymbol{\omega}(t) : |\boldsymbol{\omega}(t)| \leq \Delta_\omega^\circ \forall t \geq t_1^*)$, где скалярная константа Δ_ω° определяет размер множества $\mathbf{S}_\omega$.

Для определения структуры вектора непрерывного управляющего момента $\mathbf{M} = \mathbf{M}(\boldsymbol{\omega})$ из условия минимума принуждения $M^2 = |\mathbf{M}|^2$ введем функцию Ляпунова $v = K^2 = (\mathbf{K}, \mathbf{K})$ и вычислим ее производную в силу (15) как $\dot{v} = 2(\mathbf{K}, \dot{\mathbf{K}}) = 2(\mathbf{K}, \mathbf{M})$. При выборе закона управления $\mathbf{M} = -a\mathbf{K}\mathbf{k}$ с ортом $\mathbf{k} = \mathbf{K}/K$ и постоянным параметром $a > 0$ получается дифференциальное уравнение $\dot{v} = -2a(\mathbf{K}, \mathbf{K}) = -2av$ с решением $v(t) = v_0 \exp(-2at)$, где $v_0 = K_0^2$ и $\mathbf{K}_0 = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_0$. Отсюда следуют соотношения для оценки изменения во времени модуля вектора КМ $K(t) = K_0 \exp(-at)$, вектора КМ $\mathbf{K}(t) = \mathbf{K}_0 \exp(-at)$ и вектора управляющего момента $\mathbf{M}(t) = -a\mathbf{K}_0 \exp(-at)$.

При выборе закона непрерывного управления в виде $\mathbf{M} = -m\mathbf{k}$, ограниченного по модулю постоянным параметром $m > 0$, имеем $\dot{v} = -2m(\mathbf{K}, \mathbf{K})/K = -2m\sqrt{v}$ и в результате получается соотношение $v^{1/2}(t) = K(t) = K_0 - mt$. Этот закон является оптимальным по быстродействию.

При цифровом управлении магнитным приводом будем считать, что в моменты времени $t_r = rT_u^m$ вектор индукции магнитного поля Земли $\mathbf{B}_r \equiv \mathbf{B}(t_r) = B_r \mathbf{b}_r$ измеряется магнетометром. 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

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

$$= -K_r (1 - \exp(-aT_u^m)) \mathbf{k}_r.$$

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

Вектор потребной вариации импульса управляющего момента МП $\mathbf{M}_r^{pm} \equiv -\Delta \mathbf{I}_r^m \mathbf{k}_r$ с модулем $\Delta \mathbf{I}_r^m = K_r (1 - \exp(-aT_u^m))$ 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 $\mathbf{b}_r$ и $\mathbf{k}_r$, если $|(\mathbf{b}_r, \mathbf{k}_r)| > \cos(\pi/3)$, то на текущем периоде дискретности МП не

включается, иначе формируется вектор ЭММ $\mathbf{L}_r = (\Delta \mathbf{I}_r^m / T_u^m)(\mathbf{b}_r \times \mathbf{k}_r) / B_r$ с ограниченными компонентами $|l_{ir}| \leq l^m$. Как отмечено выше, аналогичный алгоритм цифрового управления МП применяется для автоматической разгрузки кластера ДМ от вектора накопленного кинетического момента.

Режим успокоения (остановки вращения) КА начинается в момент времени $t_0 = 0$ с вектором $\boldsymbol{\omega}_0$ произвольного направления при его модуле $|\boldsymbol{\omega}_0| = \omega_0 \leq \bar{\omega}_0$ и заканчивается в момент времени $t_0 = t_1^*$ при произвольных значениях кватерниона Λ_0^o и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_0^o \in S_{\omega}$ с заданной константой Δ_{ω}^o . Далее на борту КА выполняются прогноз значений кватерниона Λ_*^o и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_*^o$ для момента времени $\hat{t}_* = t_1^* + T_*$ и вычисление коэффициентов k_{σ}^d и k_{ω}^d цифрового закона управления (11) эталонной модели автономного наведения с учетом кватерниона Λ_*^o и ограничений на модули векторов угловой скорости и углового ускорения в этой модели.

Приведение углового положения КА к орбитальной ориентации выполняется в два этапа:

1) в момент времени t_1^* включается кластер ДМ и требуемое изменение ориентации КА реализуется вектором $\mathbf{M}_k^r$ управляющего момента кластера ДМ (12) $\forall t \in [t_1^*, t_2^*)$ с использованием дискретных значений вектора $\mathbf{u}_k$ эталонной модели автономного углового наведения с распределением вектора $\mathbf{M}_k^r$ между четырьмя ДМ по соотношению (14) с учетом ограниченности модуля каждого ДМ по управляющему $|m_p(t)| \leq m^m$ и кинетическому $|\mathbf{h}_p(t)| \leq h^m$, $p = 1 \div 4$ моментам; здесь $t_2^* > t_1^*$ является моментом времени, когда выполняется двойное условие

$$\Phi^e(t_2^*) \leq \Phi_*^e \ \& \ \omega(t_2^*) \leq \omega_*^o \quad (16)$$

с заданным малым углом Φ_*^e вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \mathbf{e}^e \operatorname{tg}(\Phi^e / 4)$;

2) в момент времени $t = t_2^*$ работа эталонной модели автономного углового наведения прекращается и включается закон управления кластером ДМ (13) с распределением вектора $\mathbf{M}_k^r$ между четырьмя ДМ (14), также с учетом ограниченности модуля каждого ДМ по управляющему и кинетическому моментам.

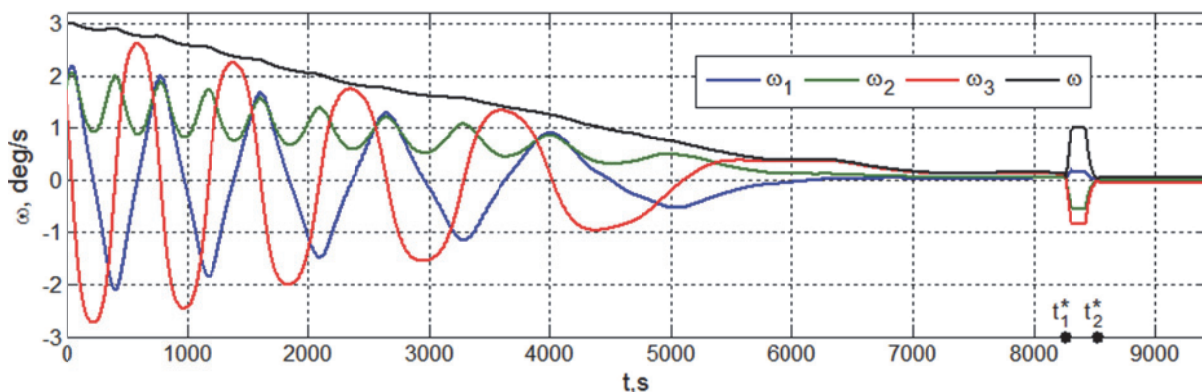


Рис. 3. Изменение вектора угловой скорости КА во всех режимах начальной ориентации

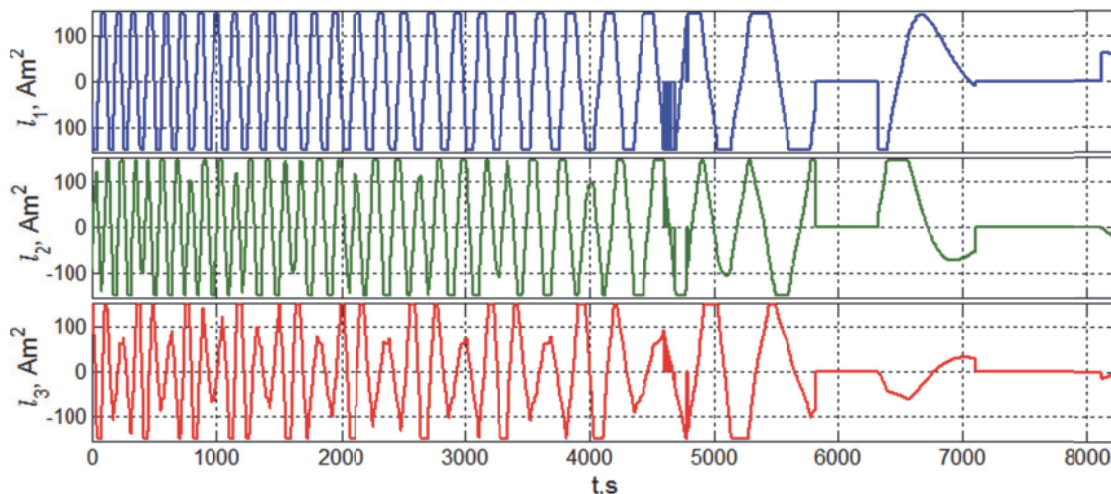


Рис. 4. Изменение вектора электромагнитного момента МП при успокоении КА

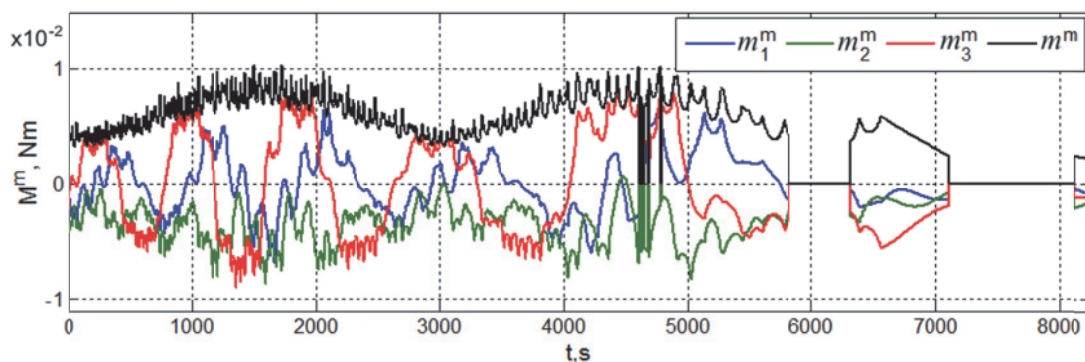


Рис. 5. Изменение вектора механического момента МП при успокоении КА

КОМПЬЮТЕРНАЯ ИМИТАЦИЯ

Рассматривается КА с массой 1000 кг, который выведен на солнечно-синхронную орбиту высотой 720 км и долготой восходящего узла 30 град. При раскрытых панелях солнечных батарей (СБ) его тензор инерции $\mathbf{J} = \text{diag}\{570, 910, 750\}$ кг м², а в модели (1) значения парциальных частот первого тона Ω_j^1 и декремента δ упругих колебаний каждой панели СБ таковы: $\Omega_j^1 \approx 0.6$ р/с (частота ≈ 0.1 Гц) и $\delta = 0.01$. Будем считать, что применяемый магнитный привод имеет ограничение $1^m = 150 \text{ Ам}^2$ на компоненты вектора ЭММ и период цифрового управления $T_u^m = 4 \text{ с}$.

Пусть процесс успокоения КА начинается в момент времени $t_0 = 0$, когда вектор $\omega_0 = \{\omega_{0i}\}$ при $\omega_{0i} = 1/\sqrt{3}$ град/с и модулю $\omega_0 = \bar{\omega}_0 = 3$ град/с, и считается завершенным в момент времени $t_0 = t_1^*$ при значении вектора угловой скорости $\omega_0^* \in \mathbf{S}_{\omega}$ с константой $\Delta_{\omega}^0 = 0.002$ град/с. На рис. 3. представлены изменения компонентов ω_i (синим цветом по крену, зеленым по рысканью и красным по тангажу) и модуля (черный цвет) вектора угловой скорости ω при выполнении всех режимов начальной ориентации КА на полном интервале $t \in [0, 9450]$ с компьютерной имитации.

Успокоение КА с помощью МП (см. рис. 3) реализуется на полуинтервале времени $t \in [0, 8260)$ с, где выбором параметра $a > 0$ достигается сначала цифровое управление МП по типу «максимального быстрогодействия», а затем следует автоматический переход к цифровому управлению МП по типу «минимального принуждения». На рис. 4 и 5 ясно видно, что значения компонентов вектора ЭММ $\mathbf{L} = \{l_i\}$ фиксируются $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$ с периодом T_u^m , но компоненты m_i^m и модуль m^m вектора $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$ механического момента магнитного привода изменяются $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$ из-за пространственного вращения КА с упругими панелями СБ.

В момент времени $t_1^* = 8260$ с кватернион ориентации КА и вектор его угловой скорости в инерциальном базисе принимают значения

$$\Lambda^0 = (-0.680321254568, 0.20996618295, 0.389577418623, 0.58421453893);$$

$$\omega^0 = \{0.067, 0.076, 0.183\} \cdot 10^{-2} \text{ град/с.}$$

На основе этих данных по представленным выше соотношениям рассчитаны прогнозируемые значения постоянного кватерниона Λ^* и вектора угловой скорости ω^* для момента времени $t_1^* = t_1^* + T_*$ при значении $T_* = 300$ с. Далее была синтезирована эталонная модель автономного углового наведения КА с вектором МПР σ^e , соответствующем кватерниону Λ^e , векторами угловой скорости ω^e и углового ускорения $\varepsilon^e = \mathbf{u}^e$ с параметрами $T_r = 100T_u$, $\xi = 1.5$ и ограничениями $\omega^m = 1$ град/с и $\mathbf{u}^m = 0.1$ град/с². При $t_1^* = 8260$ с угол $\Phi^e(t_1^*) = 178.97$ град.

Цифровой закон управления $\mathbf{u}_k^e$ в такой эталонной модели наведения формировался по соотношению (11) с учетом ограничений, а вектор управляющего момента КА $\mathbf{M}_k^r$ – в виде (12). Параметры ограничений каждого ДМ по управляющему и кинетическому моментам $m^m = 0.2$ Нм и $h^m = 20$ Нмс, период цифрового управления кластером ДМ $T_u = 0.25$ с, настраиваемые параметры в законе цифрового управления (13) $\tau_1 = 30$ с, $\tau_2 = 0.1$ с и $k = 0.02$. Момент времени t_2^* переключения закона цифрового управления кластером ДМ формировался по логическому условию (16) с параметрами $\Phi_*^e = 10$ град и $\omega_*^0 = 0.0625$ град/с.

На рис. 6 представлен процесс изменения угла $\Phi^e(t)$ на интервале времени $t \in [t_1^*, t_2^*]$, где в момент времени $t_2^* = 8514.5$ с выполняется переход КА в режим угловой стабилизации в орбитальном базисе $\mathbf{O}$, который имитируется вплоть до момента времени $t = 9450$ с.

На рис. 7 – 10 приведены соответствующие

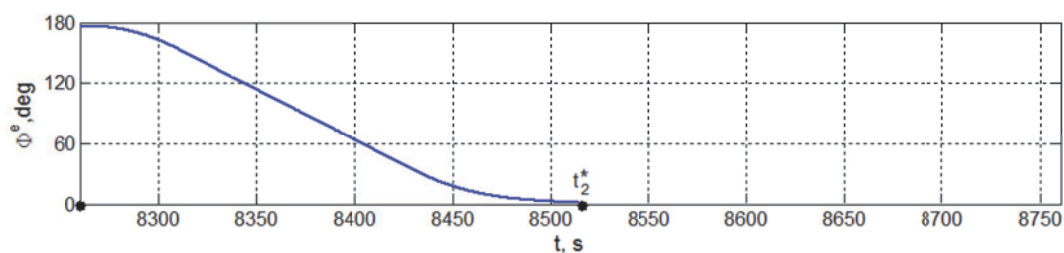
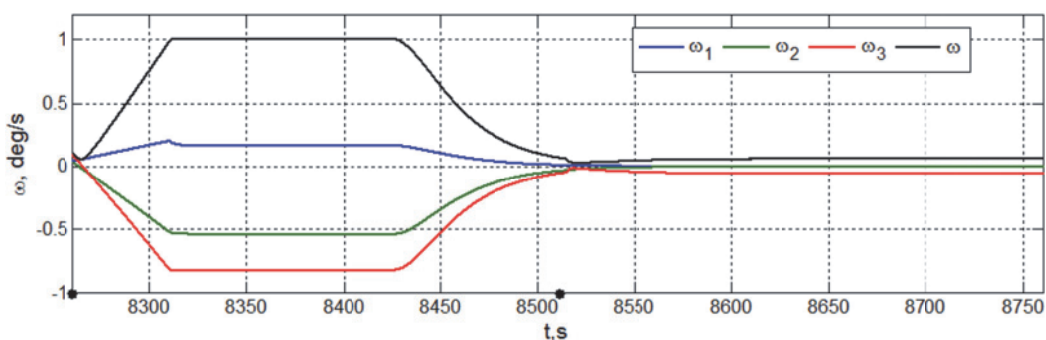
Рис. 6. Изменение угла Φ^e эталонной модели наведения

Рис. 7. Изменение угловой скорости КА

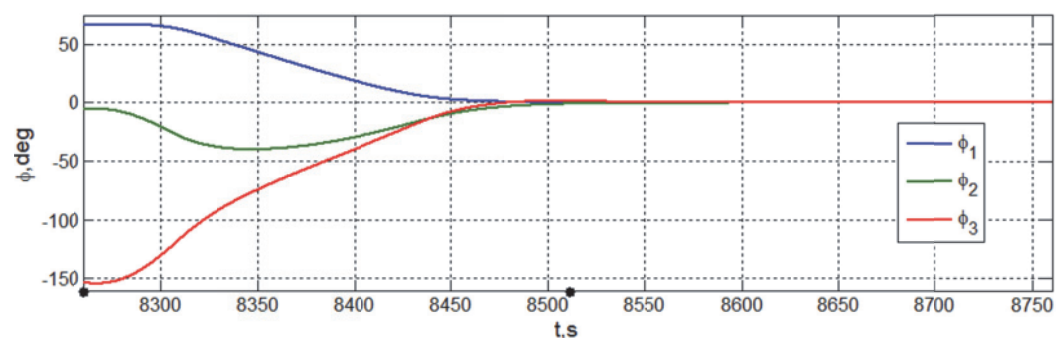
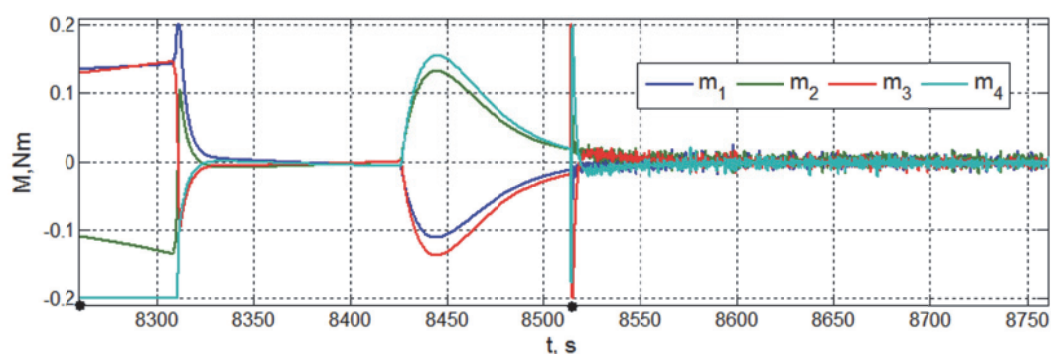
Рис. 8. Изменение углов ориентации базиса **B** относительно орбитального базиса

Рис. 9. Изменение управляющих моментов четырех двигателей-маховиков

изменения угловой скорости, углов ориентации базиса **B** относительно орбитального базиса **O**, а также управляющих и кинетических моментов четырех двигателей-маховиков. Рис. 11 представляет угловые погрешности стабилизации КА в орбитальном базисе, а рис. 12 и 13 – управляющие моменты всех четырех ДМ и погрешности стабилизации КА по угловой скорости в этом режиме.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен новый метод автономного углового наведения космического аппарата при его произвольной начальной ориентации, где применяется режим слежения за эталонной кинематической моделью для вектора модифицированных параметров Родрига. Приведены результаты синтеза цифрового управления

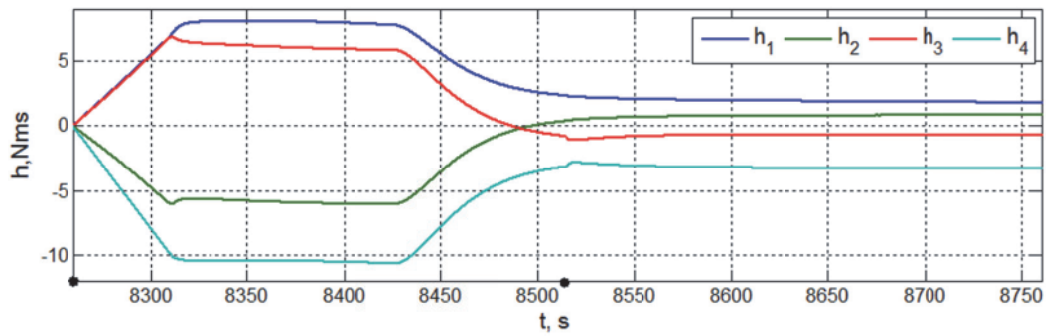


Рис. 10. Изменение кинетических моментов четырех двигателей-маховиков

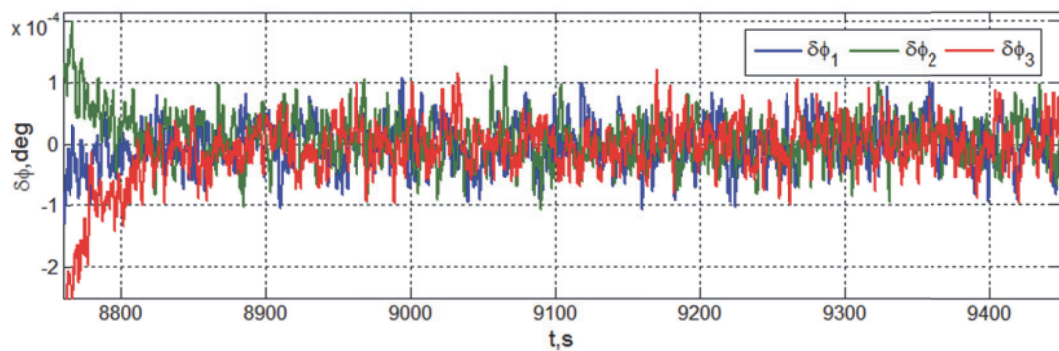


Рис. 11. Угловые погрешности стабилизации КА в орбитальном базисе

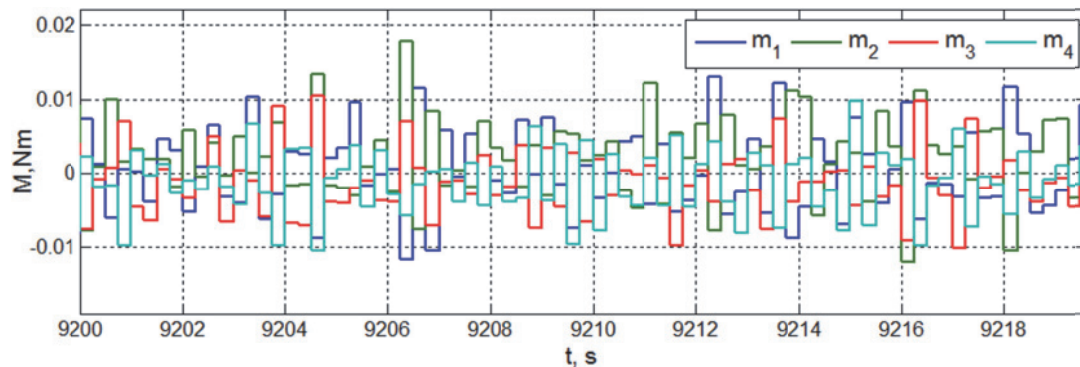


Рис. 12. Моменты четырех двигателей-маховиков при орбитальной стабилизации КА

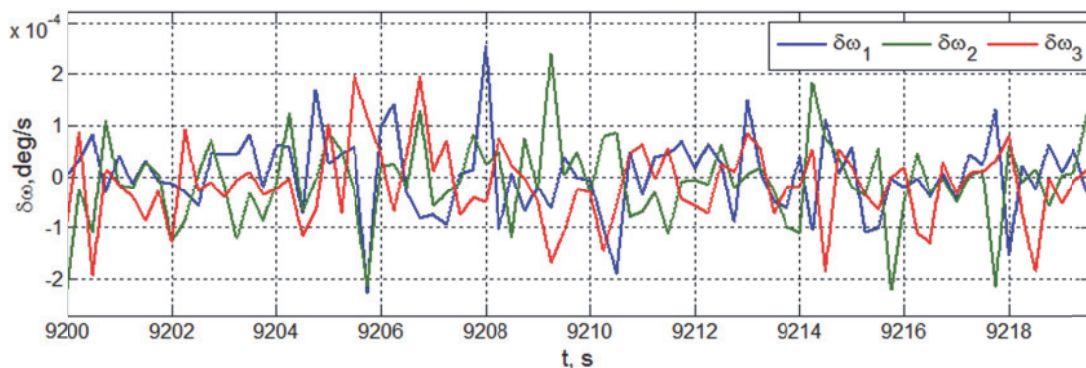


Рис. 13. Погрешности орбитальной стабилизации КА по угловой скорости

космического аппарата в режимах начальной ориентации при использовании предложенного метода автономного углового наведения КА по доступным измерениям.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, Физмат-

- лит, 1974. 600 с.
2. Сомова Т.Е. Экономичное цифровое управление ориентацией информационного спутника в начальных режимах // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Том 19. № 4. С. 122-129.
 3. Somova T. Guidance and economical digital control of a satellite orientation in initial modes // Proceedings of 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2018. P. 502-506.
 4. Somova T. Satellite attitude guidance and economical digital control during initial modes // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2018. Vol. 9, no. 3. P. 365-372.
 5. Somov Ye., Rondishchev N., Somova T. Nonlinear dynamics of a spacecraft control system in the orientation initial modes // Proceedings of 9th IEEE/AIAA International Conference on Recent Advances in Space Technologies. Istanbul. 2019. P. 907- 911.
 6. Somov Ye., Rondishchev N., Somova T. Health checking of a spacecraft control system in the orientation initial modes // Proceedings of 5th IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace. Turin. 2019. P. 619-623.
 7. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
 8. Абалакин В. К., Аксенов Е. П., Гребенников Е. А., Демин В. Г., Рябов Ю. А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, Физматлит, 1976. 864 с.
 9. Фурасов В.Д. Устойчивость движения, оценки и стабилизация. М.: Наука, 1977. 248 с.
 10. Черноушко Ф.Л., Акуленко Л.Д., Соколов Б.И. Управление колебаниями. М.: Наука, 1980. 384 с.
 11. Акуленко Л.Д. Асимптотические методы оптимального управления. М.: Наука, 1987. 368 с.
 12. 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. P. 35-45.
 13. Somova T.Ye. Guidance and digital attitude control of a maneuvering land-survey satellite // Proceedings of 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2017. P. 564-568.

AUTONOMOUS GUIDANCE AND ATTITUDE CONTROL OF A SPACECRAFT IN TRACKING MODE

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

¹ Samara Samara Federal Research Center, Russian Academy of Sciences

² Samara State Technical University

A new method of autonomous guidance and digital control of the spacecraft orientation in the mode of tracking changes in the vector of modified Rodrigue parameters is presented. Numerical results on the efficiency of the developed algorithms used for information satellites and space robots are represented.

Keywords: spacecraft, autonomous angular guidance, orientation digital control.

DOI: 10.24411/1990-5378-2019-00047

Yevgeny Somov, Leading Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences; Head of Department for "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail e_somov@mail.ru
Sergey Butyrin, Senior Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences; Head of Laboratory for "Modeling of Control Systems", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail butyrinsa@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