

Сомов Е.И., Бутырин С.А.

**ЭКОНОМИЧНОЕ ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ МАГНИТНЫМ
ПРИВОДОМ В АВАРИЙНОМ РЕЖИМЕ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКА
НА СОЛНЕЧНО-СИНХРОННОЙ ОРБИТЕ**

Введение

Рассматривается информационный спутник на солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой от 700 до 1000 км. При возникновении аварийной ситуации в системе управления ориентацией (СУО) космического аппарата (КА), когда её ресурсы не позволяют выполнить бортовую диагностику состояния и автоматическое восстановление работоспособности с помощью реконфигурации контура управления, формируется команда перехода СУО в энергосберегающий аварийный режим (АР). Статья посвящена вопросам цифрового управления магнитным приводом (МП) на всех этапах перехода СУО информационного КА в аварийный режим и последующего длительного поддержания этого режима. Впервые предлагается новая схема выполнения аварийного режима и исследуются процессы наведения орта к плоскости панелей солнечных батарей (СБ) в направлении Солнца с назначением требуемого углового положения корпуса КА относительно этого направления. Приводятся результаты исследования разработанных алгоритмов цифрового управления МП спутника землеобзора в аварийном режиме.

1. Математические модели и постановка задачи

Для описания перемещения центра масс КА и его углового движения применяются геоцентрическая экваториальная \mathbf{I}_{\oplus} и солнечно-эклиптическая \mathbf{I}_s инерциальные системы координат (ИСК). В ИСК \mathbf{I}_{\oplus} орт \mathbf{e}_s направления из центра Солнца к центру Земли имеет вид $\mathbf{e}_s^1(t) = [-\varepsilon_e]_1 [-\rho_s(t)]_3 \{1,0,0\}$, где ε_e представляет угол наклона оси вращения Земли к плоскости эклиптики, $\rho_s(t) = \rho_s^0 + \omega_s(t - t_0)$, $\rho_s^0 = \rho_s(t_0)$, t_0 – некоторый начальный момент времени, ω_s – средняя угловая скорость обращения Земли вокруг Солнца. Здесь и далее используются общепринятые обозначения $\text{col}(\cdot) = \{\cdot\}$, $\text{line}(\cdot) = [\cdot]$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times]$ и \circ, \approx для векторов, матриц и кватернионов, матрицы $[\alpha]_i$ элементарного поворота вокруг i -ой оси на угол α , $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$, а также $C_\alpha \equiv \cos \alpha$ и $S_\alpha \equiv \sin \alpha$. Орт направления от Земли к Солнцу $\mathbf{s} = -\mathbf{e}_s$.

Применяется геодезическая Гринвичская система координат (ГСК) \mathbf{G}_e , связанная с Землёй, которая вращается с угловой скоростью ω_e . Положение \mathbf{G}_e относительно ИСК

\mathbf{I}_\oplus определяется углом $\rho_e(t) = \rho_e^0 + \omega_e(t - t_0)$, где $\rho_e^0 = \rho_e(t_0)$ – угловое положение Гринвичского меридиана относительно направления на точку Y при $t = t_0$ и ω_e – модуль вектора $\omega_e = \{0, 0, \omega_e\}$ угловой скорости вращения Земли.

Орбитальная система координат (ОСК) $\mathbf{O}(Ox^o y^o z^o)$ с ортами $\mathbf{o}_1, \mathbf{o}_2, \mathbf{o}_3$ имеет следующие направления осей и связанных с ними ортов: ось Oy^o и орт \mathbf{o}_2 совпадают по направлению с ортом \mathbf{r}^o вектора $\mathbf{r}(t)$ расположения центра масс КА в ИСК \mathbf{I}_\oplus ; ось Oz^o и орт $\mathbf{o}_3 = -\mathbf{n}^o$ направлены противоположно орту нормали \mathbf{n}^o к плоскости орбиты; ось Ox^o с ортом \mathbf{o}_1 дополняет ОСК до правой ортогональной – принадлежит плоскости орбиты, перпендикулярна оси Oy^o и направлена в сторону орбитального движения КА. Вектор угловой скорости ω_o орбитального движения КА в ОСК определяется как $\omega_o = \omega_o(t)\mathbf{n}^o \equiv \dot{\nu}_o(t)\mathbf{n}^o$. Геомагнитная система координат $\mathbf{M}(O_\oplus X^m Y^m Z^m)$ связана с вращающейся Землёй и определяется с помощью вектора магнитного момента $\mathbf{M}_\oplus = M_\oplus \mathbf{m}_\oplus$ магнитного поля Земли с модулем M_\oplus следующим образом: ось $O_\oplus Z^m$ направлена по геомагнитной оси с ортом \mathbf{m}_\oplus , фиксированным в ГСК, а ось $O_\oplus X^m$ – по линии пересечения геодезического и геомагнитного экваторов. В простейшем случае магнитное поле Земли в центре масс спутника O представляется магнитным потенциалом диполя с вектором индукции $\mathbf{V} = V\mathbf{b}$, который имеет модуль $V = \mu_e^m M_\oplus a_o^m / r_o^3(t)$ и орт $\mathbf{b} = \mathbf{a}_o^m / a_o^m$, где μ_e^m – магнитная проницаемость вакуума и a_o^m – модуль вектора $\mathbf{a}_o^m = \mathbf{m}_\oplus - 3\langle \mathbf{m}_\oplus, \mathbf{r}^o \rangle \mathbf{r}^o$. Используется связанная с корпусом КА система координат (ССК) $\mathbf{V}(Oxyz)$ с ортами \mathbf{b}_i , направленными по соответствующим осям ССК. Ориентация \mathbf{V} в ИСК \mathbf{I}_\oplus определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, где $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$, вектором параметров Эйлера $\Lambda = \{\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}\}$, который представляется в форме $\Lambda = \{C_{\Phi/2}, \mathbf{e}_e S_{\Phi/2}\}$ с ортом \mathbf{e}_e мгновенной оси Эйлера и углом Φ собственного поворота, а также вектором модифицированных параметров Родрига (МПР) $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e}_e \operatorname{tg}(\Phi/4)$, который однозначно связан с кватернионом Λ явными прямыми $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\lambda} / (1 + \lambda_0)$ и обратными $\lambda_0 = (1 - \sigma^2) / (1 + \sigma^2)$, $\boldsymbol{\lambda} = 2\boldsymbol{\sigma} / (1 + \sigma^2)$ соотношениями.

Связанная с панелями СБ система координат $\mathbf{P}(O^p x^p y^p z^p)$ определяется так: ось $O^p y^p$ и орт \mathbf{p}_2 совпадают по направлению с нормалью \mathbf{n}^p к плоскости фотоэлементов панелей СБ, ось $O^p z^p$ и орт \mathbf{p}_3 совпадают по направлению с осью Oz и ортом \mathbf{b}_3 ССК, а

ось $O^p x^p$ дополняет эту систему координат до правой ортогональной. Угловое положение панелей СБ относительно ССК определяется углом $\gamma^p \equiv \gamma$ их поворота вокруг оси Oz ССК. В парковом положении панелей СБ угол $\gamma^p \equiv \gamma = 0$, при этом направления осей системы координат P и ССК совпадают.

В модели углового движения спутника начало ССК (точка O) считается полюсом, который совпадает с центром масс КА при недеформированном состоянии его конструкции. Кинематические соотношения для кватерниона Λ и вектора МПР σ имеют соответственно вид

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

динамика углового движения КА описывается векторным уравнением

$$\mathbf{J}(\gamma)\dot{\omega} = -\omega \times \mathbf{K} + \mathbf{M}^p + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^g. \quad (2)$$

Здесь $\mathbf{K} = \mathbf{J}(\gamma)\omega$ – вектор кинетического момента (КМ) КА; $\omega = \{\omega_i\}$ – вектор абсолютной угловой скорости КА, представленный в ССК $Oxyz$; $\mathbf{J}(\gamma) = \mathbf{J}^o + 2\mathbf{J}^p(\gamma)$ – тензор инерции КА при произвольном положении двух панелей СБ, при этом изменяемая часть тензора инерции каждой панели СБ в ССК представляется в виде

$$\mathbf{J}^p(\gamma) = \begin{bmatrix} J_x^p C_\gamma^2 + J_y^p S_\gamma^2 & J_{xy}^{pd} C_\gamma S_\gamma & 0 \\ J_{xy}^{pd} C_\gamma S_\gamma & J_x^p S_\gamma^2 + J_y^p C_\gamma^2 & 0 \\ 0 & 0 & J_z^p \end{bmatrix},$$

где J_x^p , J_y^p и J_z^p – собственные моменты инерции каждой панели и $J_{xy}^{pd} = J_x^p - J_y^p$; столбец

$$\mathbf{M}^p = \{(J_{xy}^{pd}(S_{2\gamma}\omega_1 - C_{2\gamma}\omega_2) - 2J_z^p\omega_2)\dot{\gamma}; - (J_{xy}^{pd}(C_{2\gamma}\omega_1 - S_{2\gamma}\omega_2) + 2J_z^p\omega_2)\dot{\gamma}; - 2J_z^p\ddot{\gamma}\}$$

представляет вектор момента инерционно-гироскопических сил из-за подвижности панелей СБ; $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$ – вектор управляющего механического момента магнитного привода и вектор гравитационного момента $\mathbf{M}^g = \{m_i^g\} = (3\mu_e / r_0^3)\mathbf{o}_2 \times \mathbf{J}(\gamma)\mathbf{o}_2$, где μ_e – геоцентрическая гравитационная постоянная и орт \mathbf{o}_2 представлен в ССК. Вектор механического момента МП формируется в виде $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\} = -\mathbf{L} \times \mathbf{B}$, где вектор электромагнитного момента $\mathbf{L} = \{l_i\}$ с ограниченными компонентами $|l_i| \leq l^m$ и вектор индукции магнитного поля Земли \mathbf{B} с ортом \mathbf{b} определены в ССК. Бортовая навигационная система (БНС) с применением аппаратуры спутниковой навигации на основе обработки сигналов спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS формирует в моменты времени $t_{l+1} = t_l + T_p$, $l \in N_0 \equiv [0, 1, 2, 3, \dots]$ измеренные в ГСК \mathbf{G}_e с периодом T_p значения как векторов расположения и скорости поступательного движения

центра масс КА, так и кватерниона ориентации КА [1]. Измерения этих переменных преобразуются в их значения относительно ИСК I_{\oplus} по явным аналитическим соотношениям. При определении ортов $\mathbf{r}^o = \mathbf{r}_o / r_o$ и $\mathbf{v}^o = \mathbf{v}_o / v_o$ положение ортов $\mathbf{o}_1, \mathbf{o}_2$ и \mathbf{o}_3 ОСК \mathbf{O} в ИСК I_{\oplus} вычисляется на борту КА по алгоритму $\mathbf{o}_3 = (\mathbf{r}^o \times \mathbf{v}^o) / |\mathbf{r}^o \times \mathbf{v}^o|$; $\mathbf{o}_2 = \mathbf{r}^o$; $\mathbf{o}_1 = \mathbf{o}_3 \times \mathbf{o}_2$. Будем считать, что в моменты времени t_s с периодом T_q , $t_{s+1} = t_s + T_q$, $s \in \mathbb{N}_0$ с помощью магнитометра измеряется вектор индукции магнитного поля Земли $\mathbf{B} = B\mathbf{b}$, а в моменты времени t_r с периодом T_u^m , $t_{r+1} = t_r + T_u^m$, $r \in \mathbb{N}_0$ формируется цифровое управление МП, когда значения компонентов вектора его электромагнитного момента $\mathbf{L} = \{l_i\}$ фиксируются $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$.

При возникновении команды перехода СУО в энергосберегающий аварийный режим панели СБ приводятся в парковое положение ($\gamma^p \equiv \gamma = 0$), отключается электропитание многие потребители бортовой электроэнергии, а СУО переходит в режим успокоения – остановки вращения корпуса КА в ИСК I_{\oplus} с помощью цифрового управления магнитным приводом [2]. При выполнении условия $\omega \leq \omega_* = 0,1$ град/с для модуля $\omega = |\boldsymbol{\omega}|$ вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ произвольного направления в момент времени $t = t_1$ начинается переход СУО в АР, где цифровое управление МП выполняется только при движении КА по части орбиты, освещённой Солнцем. В концепции такого перехода с применением БНС, магнитометра и МП предусмотрено три этапа: 1) перевод ориентации корпуса КА к требуемому угловому положению в ИСК I_{\oplus} относительно орта $\mathbf{s} = -\mathbf{e}_s$ направления на Солнце; 2) угловая стабилизация корпуса КА, накопление измерительной информации и перевод ориентации корпуса КА в такое усреднённое за виток ССО угловое положение в ИСК I_{\oplus} , относительно которого устанавливаются устойчивые нелинейные колебания на каждом витке орбитального движения спутника, обусловленные противодействующими влияниями гравитационного момента и управляющего момента МП; 3) продолжение угловой стабилизации корпуса КА с помощью МП и разворот панелей СБ относительно корпуса КА с помощью шагового привода к такому положению, где будет достигаться минимальное значение угловое рассогласование $\varphi_s^p = \arccos \langle \mathbf{n}^p, \mathbf{s} \rangle$ между ортом \mathbf{n}^p и ортом \mathbf{s} направления на Солнце.

Для наглядного представления информации о положении орта \mathbf{n}^p относительно орта \mathbf{s} вводится подвижная солнечно-эклиптическая система координат $\mathbf{E}_{\oplus}^s (O_{\oplus} x_e^s y_e^s z_e^s)$ с началом в центре Земли O_{\oplus} , где ось $O_{\oplus} x_e^s$ направлена по орту \mathbf{s} , ось $O_{\oplus} z_e^s$ совпадает по

направлению с осью $O_s Z_s^1$ инерциальной солнечно-эклиптической системы координат \mathbf{I}_s , а ось $O_{\oplus} y_e^s$ дополняет эту систему координат до правой ортогональной. Положение орта \mathbf{n}^p относительно орта \mathbf{s} в системе координат \mathbf{E}_{\oplus}^s определяется углом α_2^p наклона орта \mathbf{n}^p к плоскости земного экватора (аналог широты) и углом α_1^p отклонения проекции орта \mathbf{n}^p на плоскость земного экватора от оси X_e^1 ИСК \mathbf{I}_{\oplus} (аналог долготы).

Задача заключается в разработке алгоритмов дискретной фильтрации доступных измерений, цифрового управления МП и приводом панелей СБ на всех этапах перехода СУО спутника в аварийный режим и последующего длительного поддержания этого режима, а также в исследовании разработанных алгоритмов с помощью компьютерной имитации.

2. Алгоритмы дискретной фильтрации и цифрового управления

На основе значений орта \mathbf{s} направления на Солнце и орта \mathbf{n}^o нормали к плоскости орбиты в ИСК \mathbf{I}_{\oplus} на борту КА определяется орбитальная солнечная система координат \mathbf{S} с ортами $\mathbf{s}_1, \mathbf{s}_2$ и \mathbf{s}_3 , которые формируются по соотношениям

$$\mathbf{s}_2 = \mathbf{s}; \quad \mathbf{s}_3 = (\mathbf{s} \times \mathbf{n}^o) / |\mathbf{s} \times \mathbf{n}^o|; \quad \mathbf{s}_1 = \mathbf{s}_2 \times \mathbf{s}_3. \quad (3)$$

Для вычисления требуемого углового положения ССК \mathbf{B} с ортами \mathbf{b}_i в ИСК \mathbf{I}_{\oplus} формируется матрица $\mathbf{C}_i^s \equiv \mathbf{C}^s = \{[\mathbf{s}_i]\}$ в виде столбца, составленного из строк $[\mathbf{s}_i] \equiv \mathbf{s}_i^t$. Целевой кватернион $\mathbf{\Lambda}^s = (\lambda_0^s, \boldsymbol{\lambda}^s)$ ориентации ССК в ИСК \mathbf{I}_{\oplus} определяется по матрице ориентации $\mathbf{C}^s = \{[c_{ij}^s]\}$, $i, j \in 1 \div 3$ на основе явных соотношений

$$\lambda_0^s = (1 + \text{tr} \mathbf{C}^s)^{1/2} / 2; \quad \lambda_i^s = (c_{i+1, i+2}^s - c_{i+2, i+1}^s) / (4\lambda_0^s), \quad i = 1 \div 3, \quad i+3 = i. \quad (4)$$

Для исключения неопределённости типа $(0/0)$ в процессе вычисления λ_i^s , $i = 1 \div 3$ с помощью этих соотношений используется известный алгоритм С. Стенли.

Кватернион $\mathbf{E}^s = \tilde{\mathbf{\Lambda}}^s \circ \mathbf{\Lambda} = (e_0^s, \mathbf{e}^s)$, вектор МПП $\boldsymbol{\sigma}^s = \{\sigma_i^{es}\} = \text{tg}(\Phi^e / 4) \mathbf{e}_e^s$, а также вектор $\boldsymbol{\rho}^s = \{\rho_i^s\} = 4\boldsymbol{\sigma}^s = 4\text{tg}(\Phi^e / 4) \mathbf{e}_e^s$ полностью определяют погрешность ориентации ССК \mathbf{B} относительно системы координат \mathbf{S} . При цифровом управлении МП в аварийном режиме применяется вектор рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon} = -\boldsymbol{\rho}^s$.

Отфильтрованные сигналы магнитометра в моменты времени $t_r = rT_u^m$ принимают значения $\mathbf{B}_r \equiv \mathbf{B}(t_r) = \mathbf{B}_r \mathbf{b}_r$. При формировании команды \mathbf{M}_r для вектора потребного управляющего момента на каждом полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$ с заданным периодом T_u^m сначала определяется вектор потребной вариации импульса $\Delta \mathbf{I}_r^m = T_u^m \mathbf{M}_r$

этого момента, который представляется в виде $\Delta \mathbf{I}_r^m = \Delta \mathbf{I}_r^{mb} + \mathbf{b}_r \langle \Delta \mathbf{I}_r^m, \mathbf{b}_r \rangle$, где вектор $\Delta \mathbf{I}_r^{mb} = \mathbf{b}_r \times (\Delta \mathbf{I}_r^m \times \mathbf{b}_r)$ назначается с условием $\langle \Delta \mathbf{I}_r^m, \mathbf{b}_r \rangle = 0$, что обеспечивает энергетическую экономичность магнитного привода. Вектор $\Delta \mathbf{I}_r^{mb} = \Delta \mathbf{I}_r^{mb} \mathbf{i}_r^m$ с модулем $\Delta \mathbf{I}_r^{mb}$ и ортом \mathbf{i}_r^m далее используется для формирования цифрового управления электромагнитного момента $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\}$ МП на периоде T_u^m : определяется взаимная ориентация ортов \mathbf{b}_r и \mathbf{i}_r^m в ССК. Если $|\langle \mathbf{b}_r, \mathbf{i}_r^m \rangle| > c^s = 0.7$, то на текущем периоде дискретности МП не включается, иначе формируется вектор электромагнитного момента

$$\mathbf{L}_r = (\Delta \mathbf{I}_r^{mb} / T_u^m) (\mathbf{b}_r \times \mathbf{i}_r^m) / \mathbf{B}_r \quad (5)$$

с ограниченными компонентами $|l_{ir}| \leq 1^m$, причём значение (5) вектора ЭММ фиксируется на полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$. В завершении вектор управляющего механического момента МП формируется $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$, как указано выше, в виде

$$\mathbf{M}^m(t) = \{m_i^m(t)\} = -\mathbf{L}_r \times \mathbf{B}(t), \quad (6)$$

где вектор индукции магнитного поля Земли $\mathbf{B}(t)$ должен быть определён в ССК.

На первом этапе выполняется переориентация КА из произвольного углового положения при $t = t_i$ к требуемому положению ССК в ИСК \mathbf{I}_\oplus , которое определяется целевым кватернионом Λ^s . В моменты времени t_r отфильтрованные сигналы БНС и магнитометра принимают значения Λ_r и \mathbf{B}_r соответственно. В эти моменты времени вычисляются кватернион $\mathbf{E}_r = (e_{0r}, \mathbf{e}_r) = \tilde{\Lambda}^s \circ \Lambda_r$ и вектор углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_r = -\boldsymbol{\rho}_r^s = -4t \text{g}(\Phi_r^c / 4) \mathbf{e}_{er}^s$. В данном режиме закон формирования требуемого момента \mathbf{M}_r принимается в виде

$$\mathbf{g}_{r+1} = k_b \mathbf{g}_r + k_c \boldsymbol{\varepsilon}_r; \quad \mathbf{M}_r = \mathbf{J}(\gamma_r) k_u (\mathbf{g}_r + k_p \boldsymbol{\varepsilon}_r), \quad (7)$$

где $\gamma_r = 0$, а k_b , k_c и k_p являются постоянными коэффициентами, которые зависят от периода T_u^m и вычисляются по явным аналитическим соотношениям. Далее значения векторов $\mathbf{B}_r = \mathbf{B}_r \mathbf{b}_r$ и \mathbf{M}_r (7) используются при формировании вектора электромагнитного момента \mathbf{L}_r (5) магнитного привода. Здесь на каждом витке орбиты, начиная с момента времени t_i , определяется среднее значение e_0^{sm} скалярной части e_0^s кватерниона углового рассогласования $\mathbf{E}^s = (e_0^s, \mathbf{e}^s)$. Длительность первого этапа определяется моментом времени t_{ii} , когда удовлетворяется условие $e_0^{sm} \geq 0.9$. При рациональном назначении параметра 1^m магнитного привода переходный процесс при

любом значении угла $\varphi_s^p(t_i) = \Phi^e(t_i) \leq \pi$ гарантированно завершается в момент времени начала витка с номером $n = 4$. Здесь и далее отсчёт номера n витка орбиты выполняется от момента времени очередного прохождения её восходящего узла.

В результате устанавливаются устойчивые нелинейные угловые колебания КА в окрестности «усреднённого» положения орта $\mathbf{b}_2 = \mathbf{n}^p$ ССК, смещённого относительно орта \mathbf{s} направления на Солнце в ИСК \mathbf{I}_\oplus . Такое смещение обусловлено витковым балансом суммарного импульса «конфликтующих» воздействий возмущающего гравитационного момента \mathbf{M}^g и управляющего момента \mathbf{M}^m магнитного привода, который "работает" только на части орбиты, освещённой Солнцем.

На втором этапе, по-прежнему при парковом положении панелей СБ ($\mathbf{b}_2 = \mathbf{n}^p$), с момента времени t_{ii} начала четвёртого витка на каждом $n \geq 4$ витке орбиты по сигналам БНС и отфильтрованным в моменты времени t_r значениям ортов $\mathbf{b}_2(t_r)$ в ИСК \mathbf{I}_\oplus накапливается сумма $\mathbf{\Xi}^b = \sum \mathbf{b}_2(t_r)$, вычисляются её модуль $\Xi^b = \|\mathbf{\Xi}^b\|$ и усреднённое за виток орбиты значение орта $\mathbf{b}_{2n}^m = \mathbf{\Xi}^b / \Xi^b$. Орт \mathbf{b}_{2n}^m подставляется вместо орта \mathbf{s} в соотношения (3) и (4) для формирования очередного значения целевого кватерниона $\Lambda_{n+1}^{sm} = (\lambda_{0n+1}^{sm}, \lambda_{n+1}^{sm})$ для следующего витка орбиты с номером $n+1$. Такие коррекции целевого кватерниона выполняются на четвёртом, пятом и шестом витках орбиты.

Третий этап, завершающий процесс перевода КА в режим аварийной ориентации, начинается в момент $t = t_{iii}$ начала витка с номером $n = 7$. Здесь выполняется разворот панелей СБ на угол $\gamma = \gamma_n^s$ относительно оси Oz ССК. Этот угол определяет положение орта $\mathbf{p}_2 = \mathbf{n}^p$ нормали к плоскости панелей СБ, который в ССК представляется в виде столбца $\mathbf{p}_2^b(\gamma) = \{-S_\gamma, C_\gamma, 0\}$. В момент времени $t = t_{iii}$ известно усреднённое на предыдущем витке значение орта \mathbf{b}_{2n}^m в ИСК \mathbf{I}_\oplus , который в ССК \mathbf{v} имеет представление $\mathbf{b}_{2n}^{mb} \equiv \{b_{2nx}^{mb}, b_{2ny}^{mb}, b_{2nz}^{mb}\} = \tilde{\Lambda}(t_{iii}) \circ \mathbf{b}_{2n}^m \circ \Lambda(t_{iii})$. Оптимальное значение угла $\gamma = \gamma_n^s$ определяется из условия $f(\gamma) \equiv \langle \mathbf{p}_2^b(\gamma), \mathbf{b}_{2n}^{mb} \rangle = -S_\gamma b_{2nx}^{mb} + C_\gamma b_{2ny}^{mb} \Rightarrow \max$, что при $df(\gamma)/d\gamma = 0$ даёт $-C_\gamma b_{2nx}^{mb} - S_\gamma b_{2ny}^{mb} = 0$ и в результате получается $\gamma_n^s = \arctg_2(-b_{2nx}^{mb}/b_{2ny}^{mb})$. В общем случае ось Oz и орт \mathbf{b}_3 ССК не ортогональны плоскости, которая содержит усредненное на предыдущем витке орбиты значение орта \mathbf{b}_{2n}^m , соответствующего направлению на Солнце. Поэтому такой разворот панелей СБ может лишь свести к минимуму усредненное угловое рассогласование $\varphi_s^p = \arccos \langle \mathbf{n}^p, \mathbf{s} \rangle$ между ортом \mathbf{n}^p к плоскости панелей СБ и ортом \mathbf{s} направления на Солнце. На последующих витках ССО с номерами $n > 7$ на борту

КА рассчитываются очередные значения целевого кватерниона Λ^{sm} и потребного угла поворота γ^s панелей СБ, но их разворот рационально выполнять с периодичностью два раза в месяц, так как угловое положение орта \mathbf{s} относительно плоскости земного экватора изменяется со средней угловой скоростью $\approx 3,91$ град/месяц.

3. Компьютерная имитация аварийного режима

Имитация аварийного режима ориентации выполнена для спутника землеобзора массой 1000 кг на ССО высотой 720 км и наклоном 98,26 град. При парковом положении панелей СБ тензор инерции спутника $\mathbf{J} = \text{diag}\{812, 587, 910\}$ кг м², а моменты инерции каждой панели таковы: $J_x^p = 16$ кг м², $J_y^p = 8$ кг м² и $J_z^p = 10$ кг м². При имитации было принято, что в моменты времени t_l с периодом $T_p = 1$ с БНС формирует измеренные в ГСК значения вектора положения центра масс спутника и кватерниона его ориентации, которые в эти же моменты времени t_l преобразуются в их значения относительно ИСК \mathbf{I}_{\oplus} по явным аналитическим соотношениям. Также считалось, что в моменты времени t_s с периодом $T_q = 1$ с магнитометр измеряет вектор индукции магнитного поля Земли $\mathbf{B} = \mathbf{B}\mathbf{b}$, а после дискретной фильтрации этих измерений формируется цифровое управление МП (5) в моменты времени t_r с периодом $T_u^m = 16$ с, когда компоненты вектора электромагнитного момента $\mathbf{L} = \{l_i\}$, $|l_i| \leq 1^m = 50 \text{ Ам}^2$ фиксируются $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$. В ИСК \mathbf{I}_{\oplus} начальные условия углового движения КА в момент времени $t = t_1$, когда на первом витке ССО начинается переход СУО в аварийный режим, были назначены в следующем виде: вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t_1) = \mathbf{0}$ и угол φ_s^p между ортом \mathbf{b}_2 ССК и ортом \mathbf{s} направления на Солнце принимает максимально возможное значение $\varphi_s^p(t_1) = \pi$.

На рис. 1, 2 представлены графики изменения углового рассогласования φ_s^p , углов α_2^p и α_1^p при наведении и слежении панелей СБ за Солнцем на 15 витках. Нелинейные колебания спутника в аварийном режиме отражаются вариациями углов α_2^p и α_1^p , начиная с пятого витка, и при развороте панелей СБ на седьмом витке (рис. 3). На рис. 4, 5 приведены некоторые результаты имитации АР в зависимости от времени при его отсчёте от значения $t = t_1$. На рис. 4 представлены вариации углов φ_s^p , α_2^p и α_1^p , которые обусловлены угловыми колебаниями корпуса спутника относительно орта \mathbf{s} направления на Солнце, изменение угла γ^p при развороте панелей СБ на седьмом витке, компоненты

векторов \mathbf{M}^m и \mathbf{M}^g . Изменения векторов механического $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$ и электромагнитного $\mathbf{L} = \{l_i\}$ моментов МП на части шестого и седьмого витков приведены на рис. 5.

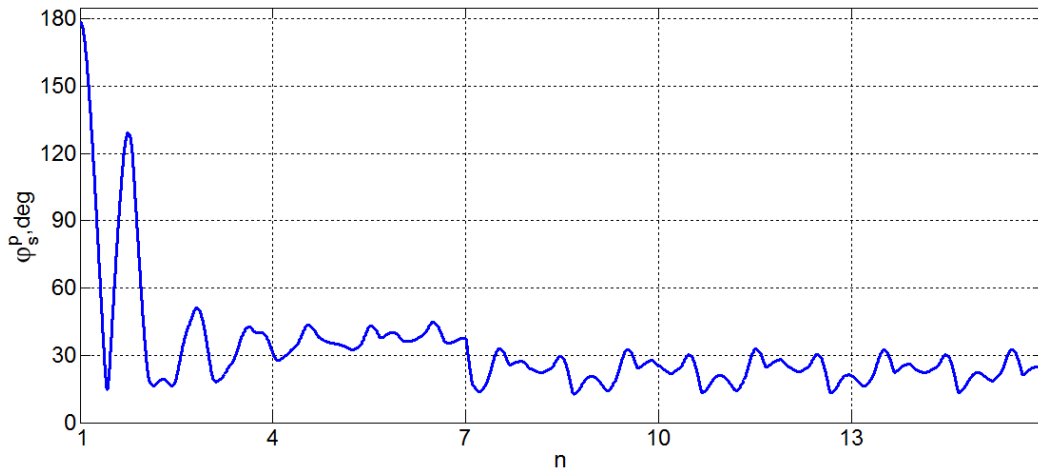


Рис. 1. Угловое рассогласование при наведении и слежении панелей СБ за Солнцем на 15 витках

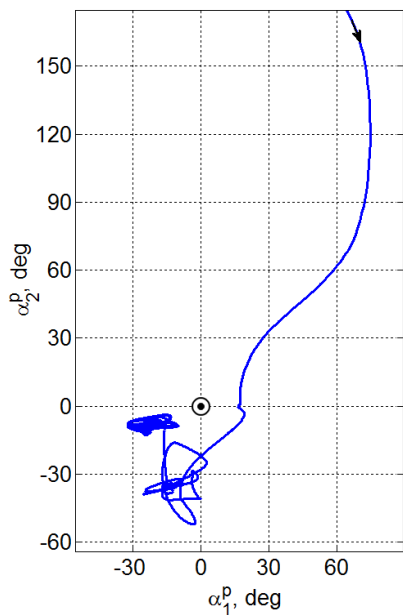


Рис. 2. Переход спутника в аварийный режим и его колебания на 15 витках

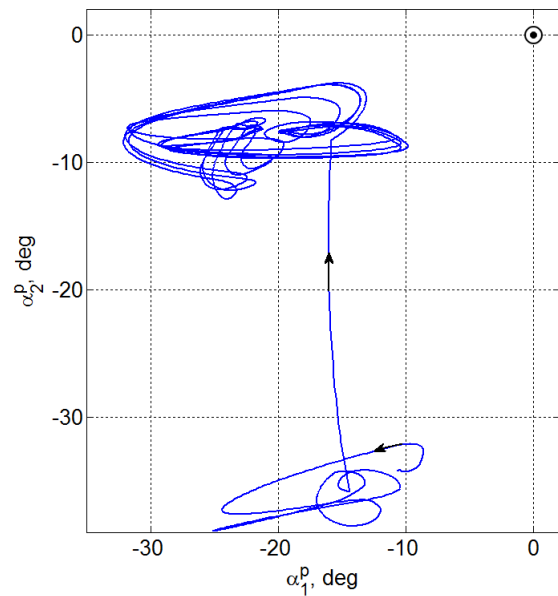


Рис. 3. Колебания КА в АР, начиная с пятого витка и при развороте панелей СБ на седьмом витке

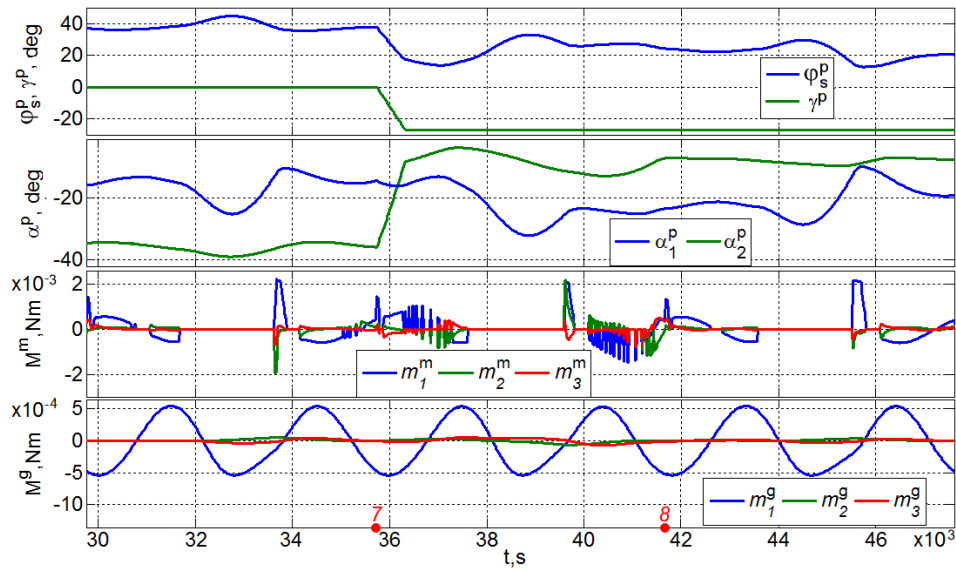


Рис. 4. Колебания КА и механические моменты в АР
при развороте СБ на седьмом витке

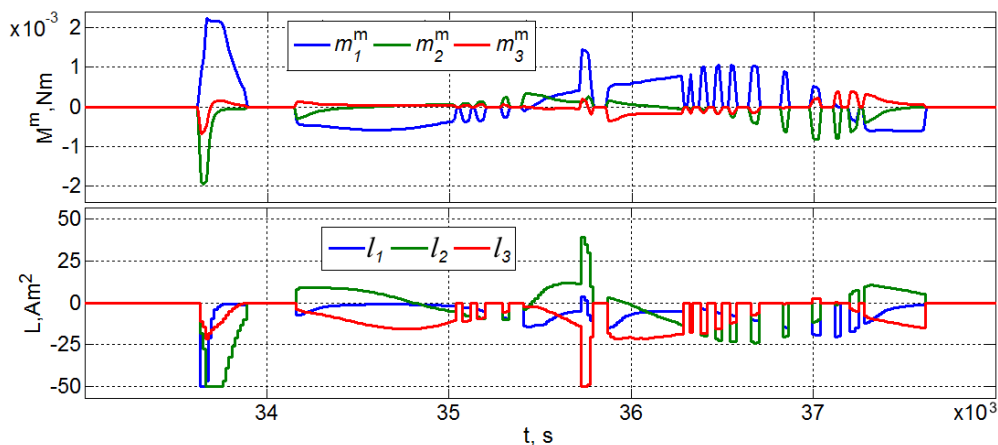


Рис. 5. Механический и электромагнитный моменты МП
на шестом и седьмом витках

Заключение

Разработаны алгоритмы энергосберегающего цифрового управления магнитным приводом для ориентации информационного спутника в аварийном режиме, где необходимые измерения выполняются бортовой навигационной системой по сигналам спутников ГЛОНАСС/GPS и трёхосным магнитометром. В отличие от известных приёмов выполнения АР информационных КА, предлагается новая схема АР и исследуются не только процессы наведения орта к плоскости панелей СБ в направлении Солнца, но и назначается требуемое угловое положение корпуса КА относительно этого направления. Реализация разработанного приёма достигается с помощью виртуальной подвижной солнечно-эклиптической системы координат, которая формируется на борту КА по

фактическим данным о направлении на Солнце и положении оси, ортогональной плоскости эклиптики, в процессе движения спутника по возмущённой орбите. При этом устанавливаются устойчивые нелинейные пространственные угловые колебания корпуса КА с небольшой «амплитудой» относительно направления, немного смещённого от орта направления на Солнце. Этот эффект обусловлен соблюдением виткового баланса суммарного импульса «конфликтующих» воздействий возмущающего гравитационного момента и управляющего момента магнитного привода, который включается только на части орбиты, освещённой Солнцем. Приведены результаты компьютерной имитации аварийной ориентации спутника землеобзора на солнечно-синхронной орбите высотой 720 км.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проекты № 17-48-630637 и № 17-08-01708.

Библиографический список

1. Mikrin E.A., Mikhailov M.V., Rozhkov S.N., Semyonov A.S. Determining the attitude of the advanced crew transportation spacecraft "Federatsiya" from measurements of global navigation satellite systems, Proceedings of 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2017, pp. 94-105.

2. 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, pp. 564-568.