

ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ МАГНИТНЫМ ПРИВОДОМ ПРИ РАЗГРУЗКЕ СИЛОВОГО ГИРОКОМПЛЕКСА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МАЛОГО СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА

Введение. Малые спутники землеобзора применяются для оптико-электронного наблюдения при орбитальной высоте полёта от 600 до 800 км, их конструкция содержит крупногабаритные панели солнечных батарей для обеспечения энергией электромеханических и магнитных приводов. Исследуемая система управления космического аппарата (КА) имеет астроинерциальную систему определения углового положения и следующий состав исполнительных органов: силовой гироскопический комплекс (СГК) на основе трех гироскопов [1] с цифровым управлением и магнитный привод (МП) [2, 3] с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) [4, 5] управления, который создаёт вектор механического момента за счёт взаимодействия с магнитным полем Земли. В статье кратко рассматриваются проблемы цифрового управления КА с СГК и его разгрузки от накопленного кинетического момента (КМ) с помощью магнитного привода.

1. Модель углового движения малого спутника землеобзора

Вводятся связанная (ССК), инерциальная и орбитальная (ОСК) системы координат. Ориентация ССК Ox_{uz} в инерциальной системе координат определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\}$, а относительно ОСК $Ox^o y^o z^o$ – кватернионом Λ^o и вектор-столбцом $\boldsymbol{\phi} = \{\phi_1, \phi_2, \phi_3\}$, который составлен из углов рыскания $\phi_1 = \psi$, крена $\phi_2 = \varphi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$. Орбита КА считается известной, вектор возмущающих моментов \mathbf{M}^d представляется аналитической зависимостью только от кватерниона Λ^o ориентации спутника в ОСК. Пусть $\boldsymbol{\omega}(t)$ представляет вектор абсолютной угловой скорости корпуса КА, $\dot{\mathbf{v}}_o^o = \{0, 0, \dot{v}_o\}$ – вектор угловой скорости орбитального движения КА в ОСК, где $v_o(t)$ – истинная аномалия. Далее применяются стандартные обозначения $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $\{\cdot\} \equiv \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] \equiv \text{line}(\cdot)$ для векторов, $[\mathbf{a} \times]$, $[\cdot] \equiv \text{diag}(\cdot)$, $(\cdot)^t$ для матриц и (\circ) , (\sim) для кватернионов. Пусть $\Lambda^p(t)$ и $\boldsymbol{\omega}^p(t) = \{\omega_i^p(t)\}$ представляют кватернион и вектор угловой скорости корпуса КА при его программном движении. Кватернион \mathbf{E} рассогласования формируется в виде $\mathbf{E} = (\mathbf{e}_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda$, вектор параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{\mathbf{e}_0, \mathbf{e}\}$ и матрица погрешности ориентации $\mathbf{C}_e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 \mathbf{e}_0 + [\mathbf{e} \times]$ с определителем $\det(\mathbf{Q}_e) = \mathbf{e}_0$. При этом вектор

$\delta\omega$ погрешности угловой скорости определяется в ССК как $\delta\omega = \omega - C_e \omega^p(t)$. При получении моделей движения упругого КА используется [6, 7] метод Релея-Ритца-Галеркина в форме метода конечных элементов. Здесь расчёт форм колебаний выполняется с редукцией по тонам колебаний, на ЭВМ вычисляются матрицы коэффициентов взаимовлияния движений как твёрдых, так и деформируемых тел, которые в совокупности составляют конструкцию КА. Принятая модель углового движения малого спутника землеобзора с упругими панелями солнечных батарей и СГК на основе трёх гиродинов (ГД) по схеме *Star* (рис. 1) с применением стандартных обозначений имеет вид [8]

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2; \quad \dot{\Lambda}^\circ = (\Lambda^\circ \circ \omega - \dot{\nu}^\circ \circ \Lambda^\circ) / 2, \quad \mathbf{A}^\circ \{\dot{\omega}, \ddot{\mathbf{q}}, \ddot{\boldsymbol{\beta}}\} = \{\mathbf{F}^\omega, \mathbf{F}^q, \mathbf{F}^\beta\}, \quad (1)$$

$$\mathbf{F}^\omega = -\mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) \dot{\boldsymbol{\beta}} - \omega \times \mathbf{G} + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^d; \quad \mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) = [\partial \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}]; \quad \mathbf{G} = \mathbf{G}^\circ + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}_g \dot{\boldsymbol{\beta}};$$

$$\mathbf{F}^q = \{-a_j^q ((\delta^q / \pi) \Omega_j^q \dot{q}_j + (\Omega_j^q)^2 q_j)\}; \quad \omega = \{\omega_i\}; \quad \mathbf{q} = \{q_j\}; \quad \boldsymbol{\beta} = \{\beta_i\}; \quad \mathbf{G}^\circ = \mathbf{J} \omega + \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta});$$

$$\mathbf{F}^\beta = \mathbf{A}_H^t(\boldsymbol{\beta}) \omega + \mathbf{M}_b^g + \mathbf{M}_f^g + \mathbf{M}^g; \quad \mathbf{M}_b^g = \{m_{bi}^g\}; \quad \mathbf{M}_f^g = \{m_{fi}^g\}; \quad \mathbf{M}^g = \{m_i^g(t)\}; \quad \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = \Sigma \mathbf{H}_i(\beta_i);$$

$$\mathbf{A}^\circ = \begin{bmatrix} \mathbf{J} & \mathbf{D}_q & \mathbf{D}_g \\ \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q & \mathbf{0} \\ \mathbf{D}_g^t & \mathbf{0} & \mathbf{A}^g \end{bmatrix}; \quad \mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) = H \begin{bmatrix} -C_1 & aS_2 & -aS_3 \\ -aS_1 & -C_2 & aS_3 \\ aS_1 & -aS_2 & -C_3 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = H \begin{bmatrix} -S_1 - aC_2 + aC_3 \\ aC_1 - S_2 - aC_3 \\ -aC_1 + aC_2 - S_3 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}^q = [a_j^q]; \quad \mathbf{A}^g = J_g \mathbf{I}_3; \quad \mathbf{D}_g = a J_g \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}; \quad C_i \equiv \cos \beta_i; \quad m_{bi}^g = \begin{cases} 0 & |\dot{\beta}_i| \leq \dot{\beta}_g^\circ; \\ b_i^g (\dot{\beta}_i - \dot{\beta}_g^\circ \text{sign} \dot{\beta}_i) & |\dot{\beta}_i| > \dot{\beta}_g^\circ; \end{cases}$$

$$m_{fi}^g = \text{Sat}(m_g^f, \dot{\beta}_i / \dot{\beta}_g^\circ); \quad m_i^g(t) = \text{Zh}[m_g^m, \text{Sat}(\text{Qntr}(m_g^\circ, m_{ik}^g)), T_u]; \quad \text{где вектор } \mathbf{M}^g(\mathbf{m}_k^g) = \{m_i^g(t)\}$$

представляет механические моменты приводов по осям подвеса ГД, которые формируются в моменты времени $t_k = k T_u$, $k \in \mathbf{N}_0 \equiv \{0, 1, 2, 3, \dots\}$ по значениям вектора $\mathbf{m}_k^g = \{m_{ik}^g\}$ команд цифрового управления с периодом T_u .

Вектор управляющего момента \mathbf{M}^g , передаваемый

СГК на корпус КА, вычисляется как $\mathbf{M}^g = -\mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) \dot{\boldsymbol{\beta}}$. Вектор момента МП \mathbf{M}^m формируется

по соотношению $\mathbf{M}^m(t) = \{m_i^m(t)\} = -\mathbf{L}(t) \times \mathbf{B}(t)$, где $\mathbf{B}(t)$ представляет вектор индукции

магнитного поля Земли и вектор электромагнитного момента МП $\mathbf{L}(t) = \{l_i(t)\}$ при периоде

ШИМ управления $T_u^m \gg T_u$ имеет компоненты $l_i(t) \in (-1^m, 0, 1^m) \quad \forall t \in [t_n, t_{n+1}], t_{n+1} = t_n + T_u^m$

; $t_n = n T_u^m, \quad n \in \mathbf{N}_0$.

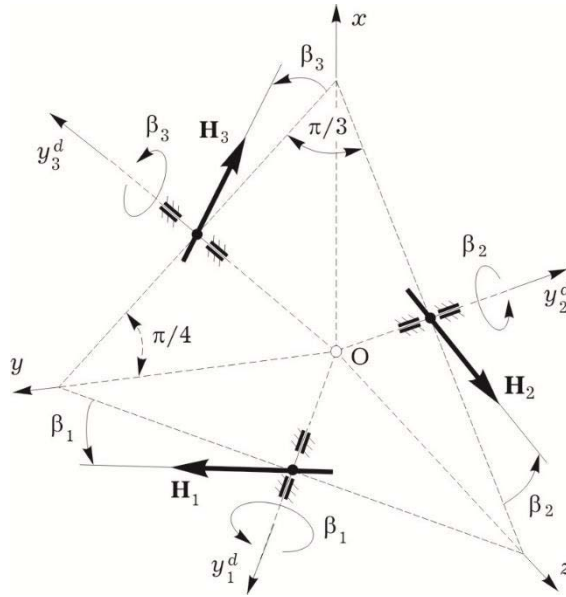


Рисунок 1 – Схема Star SGK на основе 3 ГД

2. Цифровое управление силовым гироскопическим комплексом

Собственные динамические свойства малого спутника землеобзора существенно зависят от механических характеристик его конструкции. Рассмотрим КА данного класса с массой 400 кг и такими значениями параметров в стандартной размерности:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 50 & -5 & 0 \\ -5 & 130 & \mathbf{0} \\ 0 & \mathbf{0} & 100 \end{bmatrix}; \quad \begin{aligned} a_j^q &= (25.67 \quad 28.94 \quad 22.54); \\ \Omega_j^q &= (0.8 \quad 2.2 \quad 3.6); \\ \delta^q &= 0.005; J_g = 0.05; H = 2. \end{aligned}$$

При таких параметрах гиросиловая система (1) имеет собственные частоты нутации Ω_i^n по каналам в виде набора значений $(\Omega_i^n) = (1.42 \quad 0.88 \quad 1)$ рад/с, поэтому при выборе коэффициентов демпфирования в виде $b_i^g = 2\xi\Omega_i^n J_g$ со значением $\xi = 0.8$ SGK обладает существенными демпфирующими свойствами, обусловленными силовым гироскопическим связыванием движений гироскопов и упругих колебаний конструкции КА.

В контуре цифрового управления ориентацией КА вектор углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}$ представляется как $\boldsymbol{\varepsilon} = \delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{-2\varepsilon_0\mathbf{e}\}$. Его дискретно измеренные и отфильтрованные [9] значения $\boldsymbol{\varepsilon}_k^f$ используются в нелинейном векторном законе цифрового управления SGK $\mathbf{m}_k^g = \mathbf{m}_k^g(\boldsymbol{\varepsilon}_k^f, \boldsymbol{\beta}_k, \boldsymbol{\omega}_k^p) = \{m_{ik}^g\}$, представленного с векторной «рабочей» переменной \mathbf{g} в дискретной рекуррентной форме

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{g}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_k^f; \quad \mathbf{m}_k^g = -\mathbf{A}_H^t(\boldsymbol{\beta}_k) (\boldsymbol{\omega}_k^p + \mathbf{K}^g (\boldsymbol{\varepsilon}_k^f + a_g \mathbf{g}_k)). \quad (2)$$

Здесь диагональная матрица $\mathbf{K}^g = [k_i^g]$ и скалярный параметр $a_g = T_u/T_1$, где T_1 является

постоянной времени изодрома. Параметры $k_i^g = 0.25$ данного закона были синтезированы для значений $T_u = 2$ с и $T_I = 22$ с, $\dot{\beta}_g^o = 5 \cdot 10^{-6}$ р/с, $m_g^f = 10^{-3}$ Нм при учёте дискретного шума при измерении углового положения спутника в каждом канале со среднеквадратичным отклонением $\sigma^m = 10$ угл. сек. Закон управления СГК (2) был исследован применительно к малому спутнику землеобзора на солнечно-синхронной орбите с высотой полёта 600 км. На рис. 2 представлена схема землеобзора с двумя маршрутами трассовой сканирующей оптико-электронной съёмки, где указаны пунктирная линия трассы спутника, первый маршрут M_1 в направлении надира, след линии визирования телескопа при выполнении поворотного маневра (ПМ) спутника и второй маршрут M_2 с отклонением линии визирования телескопа от надира по крену на угол 30 град. Программа углового наведения спутника была синтезирована с учётом ограничения на модуль вектора угловой скорости корпуса КА в виде $|\omega(t)| \leq 0,35$ град/с. Принятые длительности временных интервалов таковы: маршрут M_1 при $t \in [0,20)$ с, ПМ при $t \in [20,180)$ с и маршрут M_2 при $t \in [180,240]$ с. Результаты компьютерной имитации углового движения КА при реализации указанной программы наведения представлены на рис. 3 в виде погрешностей стабилизации по углам ориентации и угловым скоростям, а также значений углов поворота всех трёх ГД.

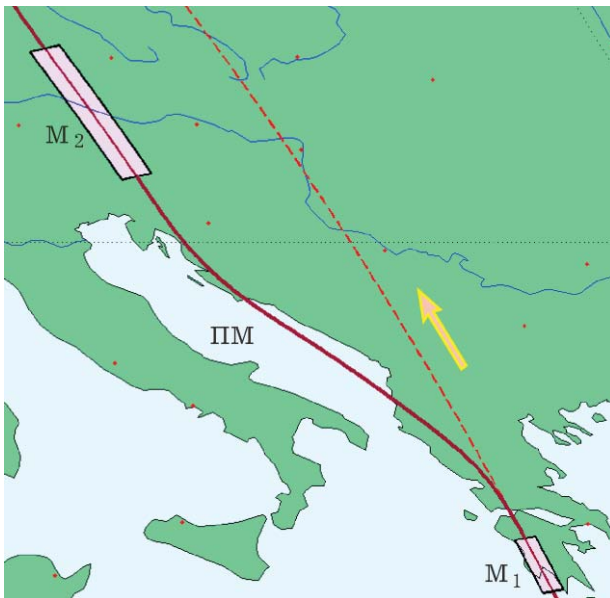


Рисунок 2 - Схема землеобзора с 2 маршрутами

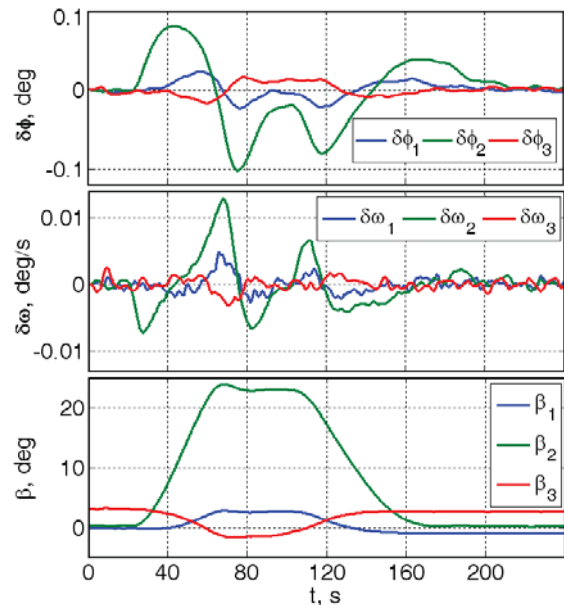


Рисунок 3 - Ошибки стабилизации и углы ГД

3. Широтно-импульсное управление магнитным приводом

Будем считать, что при $t_n = nT_u^m \quad \forall t \in [t_n, t_{n+1}]$ известны значение $\mathbf{V}(t)$ вектора индукции магнитного поля Земли и значение потребного уменьшения вектора накопленного

КМ СГК \mathbf{H}_n^a . Тогда определяется значение требуемого *импульса* момента \mathbf{M}_n^p разгрузки СГК как $\mathbf{M}_n^p = -\mathbf{H}_n^a$, вычисляются орты $\mathbf{b}_n \equiv \mathbf{B}_n / \|\mathbf{B}_n\|$, $\mathbf{m}_n \equiv -\mathbf{H}_n^a / \|\mathbf{H}_n^a\|$ и мера их близости $\kappa = \langle \mathbf{b}_n, \mathbf{m}_n \rangle$. Если $|\kappa| \leq \cos(\pi/3) = 1/2$, то ресурсы МП достаточны для разгрузки СГК. Определим требуемый импульс момента МП $\mathbf{M}_n^{pm} = \mathbf{b}_n \times (\mathbf{M}_n^p \times \mathbf{b}_n)$.

Вектор импульса $\mathbf{L}_n^p = \{l_{in}^p\}$ электромагнитного момента МП определяется как $\mathbf{L}_n^p = \mathbf{b}_n \times \mathbf{M}_n^{pm} / \|\mathbf{B}_n\|$, при этом вычисляются значения $s_{in} = \text{sign } l_{in}^p$, $\tilde{\tau}_{in} = l_{in}^p / I^m$ и далее, если $\max(\tilde{\tau}_{in}) = \tilde{\tau}_{in}^m > T_u^m$, то формируются значения $\tau_{in} = T_u^m \tilde{\tau}_{in} / \tilde{\tau}_{in}^m$, которые вместе со значениями s_{in} используются при ШИМ управления магнитным приводом. При этом обеспечивается экономичность МП в отношении потребляемой энергии, в среднем $\approx 35\%$ в сравнении со стандартными релейно-логическими законами управления МП [2,3]. Например, пусть в ССК задан вектор накопленного КМ СГК в виде столбца $\mathbf{H}^a = \{1,1,1\}$ Нм и корпус малого спутника стабилизируется в орбитальной системе координат. При значении $I^m = 10 \text{ Ам}^2$ и периоде ШИМ управления МП $T_u^m = 16 \text{ с}$ на рис. 4 представлены компоненты $l_i(t)$ вектора электромагнитного момента $\mathbf{L}(t)$ магнитного привода, а на рис. 5 – компоненты $m_i^m(t)$ вектора его механического момента $\mathbf{M}^m(t)$ в ССК. Отметим, что расчёты такой магнитной разгрузки были выполнены на интервале времени $t \in [978, 1040]$ с при значениях $|\kappa| \leq 1/2$.

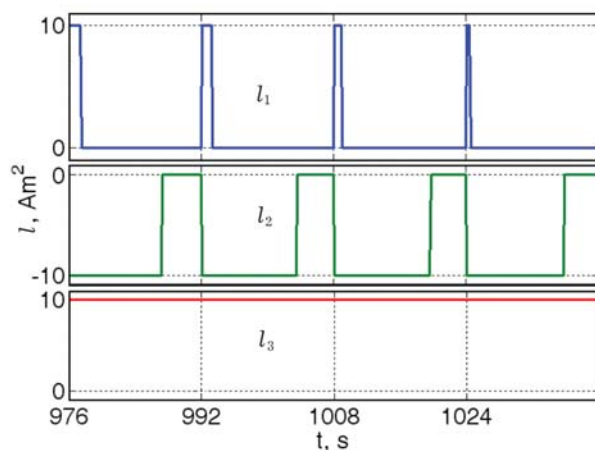


Рисунок 4 - Электромагнитные моменты МП

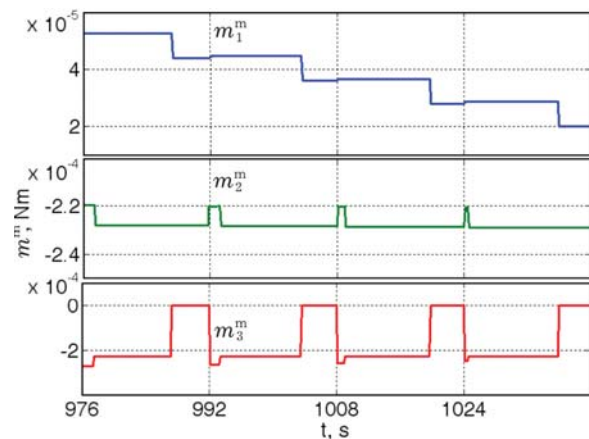


Рисунок 5 - Механические моменты МП

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты 14-08-01091, 14-08-91373) и отделения ЭМПУ РАН (программа фундаментальных исследований № 14).

Библиографический список

- 1 Кульба, В.В. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов [Текст] / В.В. Кульба, Е.А. Микрин, Б.В. Павлов, В.Н. Платонов. М.: Наука, 2006.
- 2 Коваленко, А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами [Текст] / А.П. Коваленко. М.: Машиностроение, 1975.
- 3 Алтапов, А.П. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления [Текст] / А.П. Алтапов, В.И. Драновский, Ю.Д. Салтыков, В.С. Хорошилов. М.: Машиностроение, 1978.
- 4 Сомов, С.Е. Динамика успокоения упругого спутника при широтно-импульсной модуляции управления двигателями [Текст] / С.Е. Сомов // Известия ВУЗ. Авиационная техника. – 2005. – № 4. – С. 17-23.
- 5 Сомов, С.Е. Широтно-импульсное управление магнитными и реактивными приводами при разгрузке силового гироскопического комплекса спутника [Текст] / С.Е. Сомов // Аналитическая механика, устойчивость и управление. Труды X международной Четаевской конференции. Том 3, часть II. Казань: КГТУ-КАИ им. А.Н. Туполева. – 2012. – С. 364-367.
- 6 Сомов, С.Е. Моделирование движения упругого спутника [Текст] / С.Е. Сомов // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. – 2007. – Том 12. – № 3 (25). – С. 75-84.
- 7 Somov S.Ye. Flexible spacecraft guidance and pulse-width control at initial modes [Электронный ресурс] // Online journal “Automatic Control in Aerospace”. – 2010. – Vol. 3. – No. 1. – P. 1-9. <http://www.aerospace.unibo.it>
- 8 Rutkovsky, V., Somov, S., Butyrin, S., Sukhanov, V. Attitude guidance and control of mini-satellites and free-flying robots [Электронный ресурс] // Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. – 2013. – P. 399-404. <http://www.ifac-paper-online.net/Detailed/63253.html>
- 9 Сомов, С.Е. Синтез законов цифрового управления ориентацией крупногабаритных спутников при нескольких видах временного запаздывания и параметрических возмущениях [Текст] / С.Е. Сомов // Сборник трудов 16 Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СГАУ им. С.П. Королева. – 2013. – С. 90-94.