

Список использованных источников

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.
2. consultant.ru [Электронный ресурс]. «Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли» (утв. Постановлением Госстандарта РФ от 09.03.2004 N 93-ст «Об утверждении и введении в действие национального стандарта» от 09.03.2004 г. N 93-ст). Доступ по: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_257620/
3. Мирер С. А. Механика космического полёта. Орбитальное движение. – Москва: Резолит, 2007. – 267 с.

УДК 629.78: 681.51

Е.И. Сомов, С.Е. Сомов, С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова

ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ИНФОРМАЦИОННЫХ МИНИСПУТНИКОВ В НАЧАЛЬНЫХ И ЦЕЛЕВЫХ РЕЖИМАХ

Введение. После отделения мини-спутника (МС) от разгонного блока и раскрытия панелей солнечных батарей (СБ) в связанной системе координат (ССК) спутник начинает кувыркаться – совершать ротационное движение в инерциальной системе координат (ИСК) с вектором угловой скорости переменного направления. При завершении начальных режимов (НР) ориентация МС должна быть стабилизирована в орбитальной системе координат (ОСК), а система управления движением (СУД) готова к целевому применению. Здесь выделяются режимы успокоения (РУ), ориентации МС в ОСК, разгона роторов гироскопов (ГД) силового гироскопического кластера (СГК) (рис. 1) до значения h_g их кинетических моментов (КМ) и перелёта МС на солнечно-синхронную орбиту (ССО) с заданными значениями наклона i , долготы восходящего узла (ДВУ) Ω и орбитальной широты u для выполнения целей.

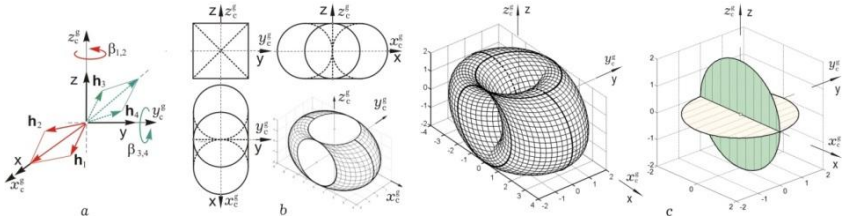


Рис.1. Схема 2-SPE (а), область вариации КМ (б) и сингулярные состояния (с)

Геомагнитная система координат определяется в Гринвичской системе координат (ГСК) и применяется в модели магнитного поля Земли (МПЗ) с вектором магнитной индукции $\mathbf{B}$. Используются векторы угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}$, обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$ и $(\cdot)^t$, $[\cdot \times]$ для векторов и матриц. Ориентация МС в ИСК задаётся кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, $\lambda = \{\lambda_i\}$ и вектором $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e} \tan(\Phi/4)$ модифицированных параметров Родрига (МПР) с ортом Эйлера $\mathbf{e}$ и углом Φ , а в ОСК – углами крена Φ_1 , рыскания Φ_2 и тангажа Φ_3 в последовательности 312. При обозначении диадного произведения $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}]$ векторов $\mathbf{a}, \mathbf{b} \in \mathbb{R}^3$ модель ориентации МС имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\sigma}} &= \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}, \quad \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma}) = \frac{1}{4}(\mathbf{I} - \boldsymbol{\sigma}^2)\mathbf{I}_3 + \frac{1}{2}([\boldsymbol{\sigma} \times] + [\boldsymbol{\sigma} \cdot \boldsymbol{\sigma}]); \\ \boldsymbol{\omega} &= \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma})\dot{\boldsymbol{\sigma}}, \quad \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma}) = \mathbf{B}^{-1}(\boldsymbol{\sigma}) = [4/(1 + \boldsymbol{\sigma}^2)]^2 \mathbf{B}^t(\boldsymbol{\sigma}), \end{aligned}$$

а при векторах положении $\mathbf{r}$ и скорости $\mathbf{v}$ движение МС с массой m и тензором инерции $\mathbf{J}$ описывается уравнениями $\mathbf{r}' + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} = \mathbf{v}$; $m(\mathbf{v}' + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^d$; $\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^d$. Здесь вектор $\mathbf{P}^e$ отражает тягу ЭДУ, вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где $\mathbf{H}$ – вектор КМ СГК, векторы $\mathbf{M}^m$ и $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}'$ – управляющие моменты магнитного привода (МП) и СГК, векторы $\mathbf{F}^d$ и $\mathbf{M}^d$ – возмущающие силы и моменты, а $(\cdot)'$ – символ локальной производной.

В СУД допускается одновременный разгон только 2 роторов в парах ГД, её экономичность в НР достигается гравитационной и магнитной стабилизацией МС при ориентации СБ на Солнце [1, 2].

Задача заключается в синтезе законов управления и анализе динамики СУД мини-спутника в начальных и целевых режимах.

Цифровое управление в начальных режимах. В РУ мини-спутник считается свободным твердым телом ($\mathbf{M}^d = \mathbf{0}$, $\mathbf{M}^g = \mathbf{0}$, $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} \equiv \mathbf{K}$) при цифровом управлении МП, когда модель его вращения имеет вид $\dot{\mathbf{K}} = \mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K}$, $\mathbf{M} = \mathbf{M}^m$.

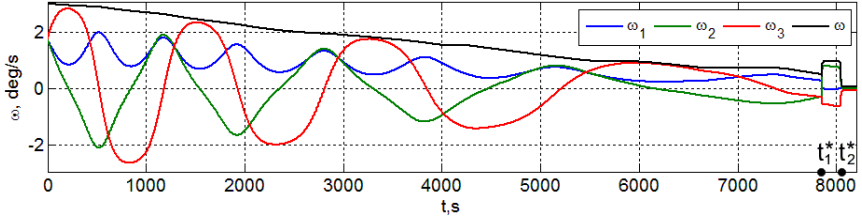


Рис. 2. Угловые скорости МС при успокоении и начальной ориентации в ОСК

Оптимальный непрерывный вектор управляющего момента $\mathbf{M}$ с минимальным принуждением $\|\mathbf{M}\|^2$ установлен с применением функции Ляпунова $V = K^2$ в виде $\mathbf{M} = -a\mathbf{K} = -a\mathbf{K}\mathbf{k}$ с ортом $\mathbf{k}$ и параметром $a > 0$, а закон управления $\mathbf{M} = -m\mathbf{k}$ с параметром $m > 0$ является оптимальным по быстродействию. При цифровом управлении МП при $t_r = rT_u^m$, $r \in \mathbb{N}_0 = [0, 1, 2, \dots]$ с периодом T_u^m сначала вычисляются векторы индукции МПЗ $\mathbf{B}_r = B_r\mathbf{b}_r$ и потребного электромагнитного момента (ЭММ) $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\}$ МП, а далее формируются значения вектора механического момента МП $\mathbf{M}_r^m = \{m_{ir}^m\} = \mathbf{L}_r \times \mathbf{B}_r$. Изменение вектора $\boldsymbol{\omega}$ скоростей МС в РУ представлены на рис. 2, где цветом выделены скорости по крену (синий), рысканию (зелёный) и тангажу (красный), а чёрным цветом отмечен модуль вектора $\boldsymbol{\omega}$.

Требуемая ориентация МС в ОСК достигается на интервале $t \in [t_1^*, t_2^*]$ при цифровом управлении двигателями-маховиками (ДМ) – роторами в составе СГК (рис. 1 а, $\beta_p = \pm\pi/4$) при ограничениях на модули векторов угловой скорости и ускорения МС, именно $|\boldsymbol{\omega}(t)| = \omega(t) \leq \omega^m$ и $|\mathbf{u}(t)| = u(t) \leq u^m$. Если считать МС свободным телом, управляемым только ДМ с вектором механического момента $\mathbf{M}^r = -\mathbf{H}'$, и СУД сбалансированной по вектору КМ ($\mathbf{G} = \mathbf{0}$), то модель углового движения МС принимает вид $\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}$; $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{u} \equiv \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}^r$. При $\ddot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{v} \equiv \mathbf{b}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\omega})$, где $\mathbf{b}(\cdot) = ([(\mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}) \times] + [\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega}])\boldsymbol{\omega}/2$, применение ли-

неаризации обратной связью, метода векторных функций Ляпунова и модального синтеза модели $\ddot{\sigma} = \mathbf{v}$ на спектре $S_* = (-\alpha \pm j\beta)$ при $j = \sqrt{-1}$, $\alpha = \omega_* \xi$, $\beta = \omega_* \sqrt{1 - \xi^2}$ и малости значений функции $\mathbf{b}(\cdot)$ приводят к закону $\mathbf{u} = \{u_i\} = -[k_\sigma \mathbf{D}(\sigma) \sigma + k_\omega \omega]$. Этот закон представляется в виде $\tilde{\mathbf{u}}_k = -[k_\sigma^d \mathbf{D}(\sigma_k) \sigma_k + k_\omega^d \omega_k]$, где предварительные цифровые значения вектора $\tilde{\mathbf{u}}_k$ формируются с периодом T_u в моменты времени $t_k = kT_u, k \in \mathbb{N}_0$. При заданном времени регулирования T_r определяются значения $\omega_* = 3/(\xi T_r)$, $a_1 = -2 \exp(-\alpha T_u) \cos(\beta T_u)$, $a_2 = \exp(-2\alpha T_u)$ и вычисляются коэффициенты $k_\sigma^d = (1 + a_1 + a_2)/T_u^2$, $k_\omega^d = (3 + a_1 - a_2)/(2T_u)$.

При законе наведения МС, заданного кватернионом Λ^p , векторами угловой скорости ω^p и ускорения ε^p , погрешность ориентации МС определяется кватернионом $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$, матрицей угловой ошибки $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 + [\mathbf{e} \times]$, вектором ошибки МПР $\sigma^e = \mathbf{e}^e \tan(\Phi^e/4)$ и вектором угловой ошибки $\delta\Phi = \{\delta\phi_i\} = \{4\sigma_i^e\}$, а вектор ошибки по угловой скорости вычисляется как $\delta\omega \equiv \omega^e = \omega - \mathbf{C}^e \omega^p(t)$.

Вектор цифрового управления $\mathbf{u}_k$ в моменты t_k с ограничениями модулей векторов ω и ε выполняется в два этапа: 1) прогноз $\omega_k^q = \omega_k + \tilde{\mathbf{u}}_k T_u$, if $|\omega_k^q| > \omega^m$ then $\tilde{\mathbf{u}}_k := (\omega^m(\omega_k^q/\omega_k^p) - \omega_k)/T_u$; 2) проверка if $|\tilde{\mathbf{u}}_k| \equiv \tilde{u}_k > u^m$ then $\mathbf{u}_k := u^m \tilde{\mathbf{u}}_k/\tilde{u}_k$ else $\mathbf{u}_k = \tilde{\mathbf{u}}_k$. Результаты имитации завершения РУ и начальной ориентации МС в ОСК приведены на рис. 3 и 4, где изменения координат выделены цветом по крену (синий), рысканию (зелёный), тангажу (красный), а чёрным цветом отмечены модуль вектора ω и угол Φ^e .

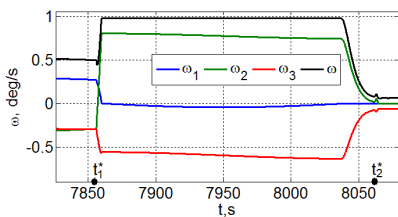


Рис. 3. Скорости приведения к ОСК

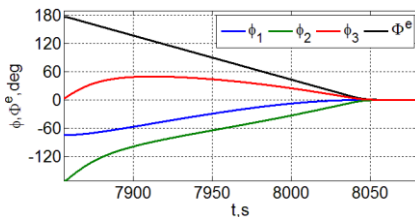


Рис. 4. Ориентация при переходе в ОСК

Далее выполняются начальные режимы СУД, обеспечивающие разгон роторов ГД и приведение СГК в «парковое состояние», когда вектор его КМ $\mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$, при гравитационно-магнитной угловой стабилизации корпуса МС в ОСК с цифровым управлением МП. Здесь роторы всех ДМ (ГД) сначала тормозятся, затем оси их подвеса в парах ГД фиксируются в противоположных направлениях (см. рис. 1а при $\beta_p = \pm\pi/2$). При одновременном разгоне двух роторов в каждой паре ГД, с одинаковыми ускорениями в противоположных направлениях вплоть до номинального значения их КМ, инерционные возмущающие моменты компенсируются. В результате КМ всех четырёх ГД принимают значения h_g без влияния их инерционных возмущающих моментов на угловое движение корпуса МС. При отключении арретиров гироскопов СГК готов для его приведения в парковое состояние. Далее, при развороте ГД с противоположными векторами КМ в разные стороны с одинаковыми скоростями, создаваемые ими гироскопические моменты складываются, а вектор КМ соответствующих пар ГД изменяется вдоль оси $\pm x_c^g$, см. рис. 1а. Итого, при таких *одновременных* разворотах ГД в обеих парах в процессе приведения СГК в парковое состояние обеспечиваются условия $\mathbf{H}(t) \equiv \mathbf{0}$ и $\mathbf{M}^g(t) = \mathbf{H}'(t) \equiv \mathbf{0}$. На рис. 5 и 6 приведены характеристики точности стабилизации МС после завершения РУ и приведения его в ОСК в зависимости от номера n орбиты.

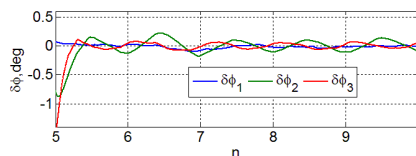


Рис. 5. Ошибки ориентации МС после завершения РУ в ОСК

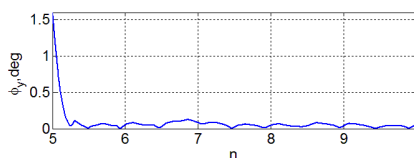


Рис. 6. Угол между ортом местной вертикали ОСК и ортом оси Оу ССК

Цифровое управление в целевых режимах

Авторы создали оригинальные аналитические методы синтеза законов наведения МС на основе технологий космической геодезии с анализом поля скоростей движения изображений (СДИ) объектов на матрицах оптико-электронных преобразователей (ОЭП).

Вычисление параметров ориентации выполняется на основе сложения всех элементарных движений МС в ГСК с учётом перспективы наблюдения при заданных координатах объекта и азимута сканирования. Пусть векторы $\omega_e^s = \{\omega_{ei}^s\}$ и $v_e^s = \{v_{ei}^s\}$ представляют угловую скорость телескопной системы координат (ТСК) и скорость поступательного движения МС в ГСК, матрица $\tilde{\mathbf{C}} = \|\tilde{c}_{ij}\|$ – ориентацию ТСК в ГСК, а функция $D(t)$ – дальность по оси визирования. Для любой точки $(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ с нормированными координатами $\tilde{y}^i = y^i/f_e$ и $\tilde{z}^i = z^i/f_e$ в фокальной плоскости телескопа вектор $\tilde{\mathbf{V}}^i = \{\tilde{V}_y^i, \tilde{V}_z^i\}$ нормированной СДИ вычисляется как

$$\begin{bmatrix} \tilde{V}_y^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) \\ \tilde{V}_z^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^i & 1 & 0 \\ \tilde{z}^i & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^i \tilde{V}_{e1}^s - \tilde{y}^i \omega_{e3}^s + \tilde{z}^i \omega_{e2}^s \\ q^i \tilde{V}_{e2}^s - \omega_{e3}^s - \tilde{z}^i \omega_{e1}^s \\ q^i \tilde{V}_{e3}^s + \omega_{e2}^s + \tilde{y}^i \omega_{e1}^s \end{bmatrix} \quad (1)$$

при $\tilde{V}_{ei}^s = v_{ei}^s/D(t)$, фокусном расстоянии телескопа f_e и функции $q^i = 1 - (\tilde{c}_{21}\tilde{y}^i + \tilde{c}_{31}\tilde{z}^i)/\tilde{c}_{11}$. С применением (1) и сплайновой аппроксимации вектора $\sigma = \{\sigma_i\}$ МПР в явном виде получают представления векторов $\sigma(t)$, $\omega(t)$ и $\varepsilon(t)$ – закона углового наведения МС как последовательности гладко сопряжённых сканирующих маршрутов (СМ) и поворотных манёвров (ПМ).

Созданные законы наведения при площадной съёмке основаны на ортодромических СМ, представленных векторами МПР $\sigma(t)$ в виде сплайнов 7-го порядка. Решена задача синтеза закона наведения МС при ПМ $\forall t \in T_p \equiv [t_1^p, t_f^p]$ с ограниченными векторными функциями $\omega(t)$, $\varepsilon(t)$, $\varepsilon'^{(t)}$ и краевыми условиями общего вида. Разработаны методы синтеза законов пространственного наведения и цифрового управления МС для выполнения других необходимых видов мониторинга, включая видео, кадровую и стереоскопическую съёмку ортодромическими маршрутами. При векторе нормированного КМ СГК $\mathbf{h}(\beta) = \mathbf{S}\mathbf{h}_p(\beta_p)$, $\beta = \{\beta_p\}$, рис. 1 а, вектор его управляющего момента формируется в виде $\mathbf{M}^g = -h_g \mathbf{A}_h(\beta) \mathbf{u}^g$, где $\mathbf{u}^g = \dot{\beta}$ и матрица $\mathbf{A}_h(\beta) = \partial \mathbf{h} \frac{\partial}{\partial \beta}$. После фильтрации вектора $\epsilon = -\delta \Phi$ значения ϵ_k^f с периодом T_u применяются в законе управления

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\epsilon_k^f, \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\epsilon_k^f);$$

$$\mathbf{M}_k^g = \omega_k \times \mathbf{G}_k + (\mathbf{C}_k^e \epsilon_k^p + [(\mathbf{C}_k^e \omega_k^p) \times] \omega_k + \tilde{\mathbf{m}}_k).$$

Далее вектор $\mathbf{M}_k^g \in \mathbb{R}^3$ аналитически преобразуется в вектор-столбец $\mathbf{u}_k^g \in \mathbb{R}^4$ цифрового управления четырьмя гиросдинами [3].

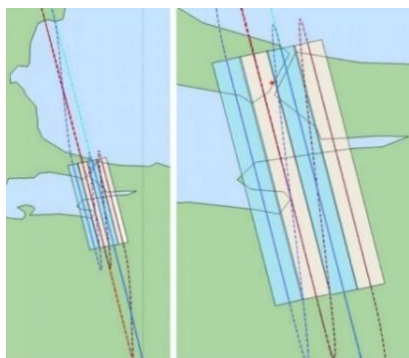


Рис. 7. Мониторинг Босфора, 2 мини-спутника, 4 разворота, 4 скана

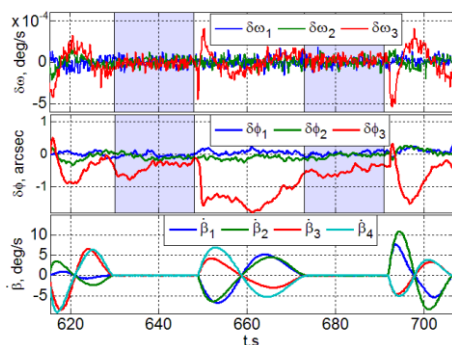


Рис. 8. Ошибки угловой стабилизации МС #1 и скорости прецессии 4 гиросдинов

Рис. 7 представляет схему мониторинга окрестностей пролива Босфор при согласованных сканах двух МС [2], а рис. 8 – ошибки угловой стабилизации МС #1 и скорости его четырёх ГД.

Заключение. Представлены созданные алгоритмы цифрового управления мини-спутниками в начальных и целевых режимах.

Список использованных источников

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Методы наведения и управления движением мини-спутников в группировках регионального землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. – 2024. – Т. 26. № 4. – С. 150-160.
2. Сомов Е.И., Сомов С.Е., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Экономное цифровое электромагнитное управление мини-спутником при успокоении, орбитальной ориентации и разгоне роторов в кратных кластерах гиросдинов // Известия Самарского научного центра РАН. – 2025. – Т. 27. № 2. – С. 146-155.
3. Matrosov V., Somov Ye. Nonlinear problems of spacecraft fault tolerant control systems. Nonlinear problems in aviation and aerospace. Vol. 12. CRC Press / Taylor & Francis. – 2004. – P. 309-331..