УДК 629.78: 681.51

# ЭКОНОМИЧНОЕ ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ ИНФОРМАЦИОННОГО СПУТНИКА В НАЧАЛЬНЫХ РЕЖИМАХ

© 2017 Т.Е. Сомова

Самарский государственный технический университет НИИ Проблем надежности механических систем

Статья поступила в редакцию 31.08.2017

Представляются алгоритмы экономичного цифрового управления ориентацией информационного спутника в начальных режимах – от отделения от ракеты-носителя до регулярной угловой стабилизации в орбитальной системе координат. Приводятся также результаты компьютерной имитации начальных режимов ориентации спутника землеобзора на солнечно-синхронной орбите. *Ключевые слова:* информационный спутник, управление ориентацией, начальные режимы

Работа поддержана РФФИ (гранты 17-08-01708, 17-48-630637) и отделением ЭММПУ РАН (программа фундаментальных исследований № 13).

### **ВВЕДЕНИЕ**

После отделения информационного спутника от ракеты-носителя и механического раскрытия его солнечных батарей (СБ) космический аппарат (КА) начинает кувыркаться – вращаться с вектором угловой скорости О произвольного направления в связанной с корпусом КА системе координат (ССК). В результате выполнения начальных режимов (HP) ориентации КА угловое положение ССК должно быть стабилизировано в орбитальной системе координат (ОСК), в частности совпадать с ОСК. В составе HP ориентации традиционно выделяют [1] режимы успокоения (остановки вращения), определения ориентации (возможно с поиском внешних ориентиров), поворотных маневров (ПМ) для приведения ориентации КА к заданной в ОСК и поддержания такой ориентации при подготовке бортового оборудования системы управления ориентацией (СУО) для последующего выполнения основных режимов. Например, НР ориентации геостационарного спутника связи SESAT, созданного АО «Информационные спутниковые системы им. акад. М.Ф. Решетнева» [2] и запущенного в 2000 г., выполнялись с помощью датчиков угловой скорости (ДУС), приборов ориентации на Солнце и Землю, а также реактивных двигателей (РД), с поиском направлений на Солнце, Землю и последовательной реализацией двух одноосных поворотных маневров [3,4].

В работе [5] предложена и исследована оригинальная схема выполнения НР ориентации информационного спутника на произвольной орбите высотой от 600 до 1500 км с применением ДУС, магнитометра (ММ), бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с позиционной коррекцией сигналами кластера звездных датчиков и навигационных систем ГЛОНАСС/GPS, двигательной установки на основе 8 РД с широтно-импульсным управлением, кластера четырех реактивных двигателей-маховиков (ДМ) и магнитного привода (МП) с цифровым управлением. Согласно этой схеме успокоение КА выполняется в инерциальной системе координат (ИСК) с помощью РД и МП по сигналам ДУС и ММ, далее проводятся инициализация БИНС с автономным определением как ориентации, так и положения КА в ИСК, инициализация кластера ДМ и включение основного контура управления ориентацией КА с помощью кластера ДМ при его разгрузке от накопленного кинетического момента (КМ) с помощью цифрового управления МП, этот режим завершается угловой стабилизацией КА в ИСК и расчетом на борту КА параметров потребного пространственного поворотного маневра КА на заданном интервале с краевыми условиями общего вида, который реализуется СУО с последующей угловой стабилизации спутника в ОСК.

В данной статье для указанной схемы выполнения НР ориентации, но без применения РД, рассматриваются вопросы обеспечения экономичности СУО в отношении энергопотребления электромагнитных и электромеханических приводов. В исследуемой СУО применяются астроинерциальная система определения углового положения (СОУП), входящая в состав БИНС. Приводятся результаты исследования динамики НР ориентации информационного спутника на солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой 720 км.

Сомова Татьяна Евгеньевна, аспирантка, младший 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*)

Минимально-избыточная General схема Electric (GE), рис. 1, обладает возможностью управлять ориентацией КА при отказе любого одного маховика. Здесь в ССК Охуг оси вращения четырёх ДМ располагаются на поверхности конуса с углом полу-раствора  $\gamma$ . Далее используются стандартные обозначения  $\operatorname{col}(\cdot) = \{\cdot\}$ ,  $\operatorname{line}(\cdot) = [\cdot]$ ,  $(\cdot)^{t}$ ,  $[\mathbf{a} \times]$  и  $\circ, \tilde{\cdot}$  для векторов, матриц и кватернионов,  $C_{\gamma} \equiv \cos \gamma$ ,  $S_{\gamma} \equiv \sin \gamma$ ,  $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$ , применяется вектор модифицированных параметров Родрига (МПР)  $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e} \operatorname{tg}(\Phi/4)$  с традиционными обозначениями орта Эйлера е и угла Ф собственного поворота, который взаимно-однозначно связан с кватернионом  $\Lambda$  ориентации КА в ИСК прямыми  $\sigma = \lambda/(1 + \lambda_0)$  и обратными  $\lambda_0 = (1 - \sigma^2)/(1 + \sigma^2), \quad \lambda = 2\sigma/(1 + \sigma^2)$  cootношениями. Модель углового движения КА учитывает упругость его конструкции и имеет вид

$$\begin{split} \dot{\mathbf{A}} &= \mathbf{A} \circ \boldsymbol{\omega}/2 \; ; \; \mathbf{A}^{\circ} \{ \dot{\boldsymbol{\omega}}, \ddot{\mathbf{q}}, \dot{\mathbf{\Omega}} \} = \{ \mathbf{F}^{\omega}, \mathbf{F}^{q}, \mathbf{F}^{\Omega} \} \; , \ \, (1) \\ \text{где } \; \mathbf{F}^{\omega} &= -[\boldsymbol{\omega} \times] \mathbf{G} + \mathbf{M}^{m} + \mathbf{M}^{d} \; ; \end{split}$$

$$\mathbf{F}^{q} = -\mathbf{A}^{q} (\mathbf{V}_{q} \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_{q} \mathbf{q}); \mathbf{F}^{\Omega} = \mathbf{M} - \mathbf{M}^{\mathrm{f}};$$
$$\mathbf{A}^{\mathrm{o}} = \begin{bmatrix} \mathbf{J} & \mathbf{D}_{q} & J_{r} \mathbf{A}_{\gamma} \\ \mathbf{D}_{q}^{\mathrm{t}} & \dot{\mathbf{A}}^{q} & \mathbf{0} \\ J_{r} \mathbf{A}_{\gamma}^{\mathrm{t}} & \mathbf{0} & J_{r} \mathbf{I}_{4} \end{bmatrix};$$
$$\mathbf{A}_{\gamma} = \begin{bmatrix} C_{\gamma} & C_{\gamma} & C_{\gamma} & C_{\gamma} \\ S_{\gamma} & -S_{\gamma} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_{\gamma} & -S_{\gamma} \end{bmatrix}.$$

Здесь  $\mathbf{G} = \mathbf{G}^{\circ} + \mathbf{D}_{q}\dot{\mathbf{q}}$  является вектором КМ системы, где  $\mathbf{G}^{\circ} = \mathbf{K} + \mathbf{H}$  и  $\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$ , столбцы  $\mathbf{H} = \{\mathbf{H}_{i}\}$  и  $\mathbf{h} = \{\mathbf{h}_{p} = J_{r}\Omega_{p}\}, p = 1 \div 4$ , 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 вращения ДМ в ССК;  $\mathbf{A}^{q} = \operatorname{diag}\{\mu_{j}\}; \mathbf{V}_{q} = \operatorname{diag}\{\frac{\delta}{\pi}\Omega_{j}^{s}\};$  $\mathbf{W}_{q} = \operatorname{diag}\{(\Omega_{j}^{s})^{2}\}; \mathbf{M}^{m} = \{m_{i}^{m}\}; \mathbf{M} = \{m_{p}\};$  $\mathbf{M}^{\mathrm{f}} = \{m_{p}^{\mathrm{f}}\};$  вектор механического момента МП  $\mathbf{M}^{\mathrm{m}} = \{m_{i}^{\mathrm{m}}\} = -\mathbf{L} \times \mathbf{B}$  [6], где вектор электромагнитного момента (ЭММ)  $\mathbf{L} = \{l_i\}$  с ограниченными компонентами  $|l_i| \le 1^m$  и вектор индукции магнитного поля Земли  $\mathbf{B} = \mathbf{b} \mathbf{B}$ с ортом  $\mathbf{b}$  определены в ССК; 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, что представляется соотношениями  $|m_n(t)| \le m^m$ ,  $|\mathbf{h}_n(t)| \le h^m$ ,  $p = 1 \div 4$ .

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

 $\begin{aligned} \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + [\boldsymbol{\omega}\times]\mathbf{G} + \mathbf{M}^{\mathrm{r}} + \mathbf{M}^{\mathrm{m}} + \mathbf{M}^{\mathrm{d}} . \quad (2) \\ \text{Если задано программное угловое движение} \\ \text{КА } \mathbf{\Lambda}^{p}(t), \boldsymbol{\omega}^{p}(t), \dot{\boldsymbol{\omega}}^{p}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}^{p}(t) \quad (\text{закон углового} \\ \text{наведения}) \quad \mathbf{B} \text{ ИСК, то кватерниону рассогласо-} \\ \text{вания } \mathbf{E} = (e_{0}, \mathbf{e}) = \widetilde{\mathbf{\Lambda}}^{p} \circ \mathbf{\Lambda} \quad \mathbf{c} \text{ вектором } \mathbf{e} = \{e_{i}\} \\ \text{соответствует вектор параметров Эйлера} \\ \boldsymbol{\varepsilon} = \{e_{0}, \mathbf{e}\}, \quad \text{матрица } \mathbf{C}^{\mathrm{e}}(\boldsymbol{\varepsilon}) = \mathbf{I}_{3} - 2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{t}}, \text{ где} \\ \mathbf{Q}_{\mathrm{e}} = \mathbf{I}_{3}e_{0} + [\mathbf{e}\times], \quad \mathbf{u} \text{ вектор погрешности ориен-} \\ \text{тации } \delta \mathbf{\phi} = \{\delta \phi_{i}\} = \{2e_{0}e_{i}\}. \end{aligned}$ 

Пусть дискретное измерение кватерниона ориентации  $\Lambda_l^m = \Lambda^m(t_l)$  КА с помощью СОУП выполняется с периодом  $T_p$ , где  $\Lambda^m(t_l) = \Lambda(t_l) \circ \Lambda_l^n$ , кватернион  $\Lambda_l^n = \Lambda^n(t_l)$ представляет центрированный гауссовский шум,  $t_{l+1} = t_l + T_p$ ,  $l \in \mathbb{N}_0 \equiv [0,1,2,3...)$ , а дискретное измерение угловых скоростей вращения ДМ  $\Omega_{ps} = \Omega_p(t_s)$  – в моменты времени  $t_s$  с периодом  $T_q$ ,  $t_{s+l} = t_s + T_q$ ,  $s \in \mathbb{N}_0$ . Будем считать, что в моменты времени  $t_k$  с периодом  $T_u$ ,  $t_{k+1} = t_k + T_u$ ,  $k \in \mathbb{N}_0$ , формируется цифровое управление ДМ, а в моменты времени  $t_r$  с периодом  $T_u^m > T_u$ ,  $t_{r+1} = t_r + T_u^m$ ,  $r \in \mathbb{N}_0$  – цифровое управление МП, когда значения компонентов вектора ЭММ  $\mathbf{L} = \{l_i\}$  фиксируются  $\forall t \in [t_r, t_{r+1}]$ .

#### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задача состоит в исследовании НР ориентации информационного спутника, где выполняются следующие режимы:

1. успокоение (остановка вращения) КА в ИСК с помощью экономичного цифрового управления МП по сигналам ДУС и магнитометра;

2. начальное включение БИНС, определение ориентации и расположения КА в ИСК;

3. инициализация кластера ДМ, начальное включение основного контура управления ориентацией КА при разгрузке кластера ДМ от накопленного КМ с помощью цифрового управления МП, угловая стабилизация КА в ИСК и бортовой расчет параметров потребного пространственного ПМ спутника на интервале времени  $t \in [t_i^p, t_f^p]$  с краевыми условиями

при ограничениях на модули векторов  $\boldsymbol{\omega}(t)$ ,  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  и  $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$  для перевода углового положения спутника к заданному в ОСК;

4. реализация ПМ с краевыми условиями (3) и последующая угловая стабилизации КА в ОСК.

## ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОЕ НЕПРЕРЫВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

В классе локально-оптимальных непрерывных законов успокоения КА в ИСК с помощью внешнего управляющего момента наиболее популярны закон управления с минимальным принуждением [7] и закон управления, оптимальный по быстродействию [8,9]. 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 вращательного движения спутника

$$\dot{\mathbf{K}} = \mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K}, \qquad (4)$$

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 известен вектор  $\boldsymbol{\omega}_0 = \boldsymbol{\omega}(0)$  произвольного направления с модулем  $|\boldsymbol{\omega}_0| = \boldsymbol{\omega}_0 \leq \overline{\boldsymbol{\omega}}_0$  при заданном значении  $\overline{\boldsymbol{\omega}}_0$ . Тогда при известном тензоре инерции  $\mathbf{J}$  корпуса КА в этот момент времени становится известным значение вектора КМ  $\mathbf{K}(0) = \mathbf{K}_0 \equiv \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_0$  с модулем  $\mathbf{K}_0$ . Задача успокоения вращательного движения КА состоит в разработке закона управления  $\mathbf{M} = \mathbf{M}(\boldsymbol{\omega})$ , который начиная с момента времени  $T_{\boldsymbol{\omega}}$  обеспечивает выполнение условия  $\boldsymbol{\omega}(t) \in \mathbf{S}_{\boldsymbol{\omega}} \{ \boldsymbol{\omega}(t) : | \boldsymbol{\omega}(t) | \leq \Delta_{\boldsymbol{\omega}}^o \ \forall t \geq T_{\boldsymbol{\omega}} \}$ , где скалярная постоянная величина  $\Delta_{\boldsymbol{\omega}}^o$  определяет размер множества  $\mathbf{S}_{\boldsymbol{\omega}}$ .

Для определения структуры вектора непрерывного управляющего момента  $\mathbf{M} = \mathbf{M}(\boldsymbol{\omega})$  из условия минимума принуждения  $\mathbf{M}^2 = |\mathbf{M}|^2$  введем функцию Ляпунова  $\mathbf{v} = \mathbf{K}^2 = <\mathbf{K}, \mathbf{K} >$ и вычислим ее производную в силу (4) в виде  $\dot{\mathbf{v}} = 2 < \mathbf{K}, \dot{\mathbf{K}} > = 2 < \mathbf{K}, \mathbf{M} >$ . При выбо-

V = 2 < K, K >= 2 < K, M >. при выооре закона управления M = -a K k с ортом k = K / K и постоянным параметром a > 0имеем  $\dot{v} = -2a < K, K >= -2av$  и прямым интегрированием получается соотношение  $v(t) = v_o \exp(-2at)$ , где  $v_o = K_o^2$  и  $K_o = J \omega_o$ . Отсюда следуют явные соотношения для оценки изменения во времени модуля вектора КМ  $K(t) = K_0 \exp(-at)$ , вектора кинетического момента  $\mathbf{K}(t) = \mathbf{K}_{o} \exp(-at)$  ивекторауправляющего момента  $\mathbf{M}(t) = -a \mathbf{K}_{o} \exp(-at)$ . При выборе закона управления в виде  $\mathbf{M} = -m \, \mathbf{k}$ , ограниченного по модулю постоянным параметром m > 0, имеем  $\dot{v} = -2m < K, K > / K = -2m\sqrt{v}$ и в результате получается соотношение  $v^{1/2}(t) = K(t) = K_0 - mt$ . Этот закон управления является оптимальным по быстродействию. Указанные непрерывные локально-оптимальные законы управления были использованы в [10] при синтезе экономичного широтно-импульсного управления электрореактивными двигателями при торможении вращения упругого спутника.

### ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ МАГНИТНЫМ ПРИВОДОМ

Будем считать, что в моменты времени  $t_r = r T_u^m$  вектор индукции магнитного поля Земли  $\mathbf{B}_r \equiv \mathbf{B}(t_r) = \mathbf{B}_r \mathbf{b}_r$  измеряется ММ. 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

$$\mathbf{M}_{r}^{p} \equiv \int_{t_{r}}^{t_{r+1}} \mathbf{M}(\tau) d\tau = -a \int_{t_{r}}^{t_{r+1}} \mathbf{K}(\tau) d\tau$$
$$= -\mathbf{K}_{r} (1 - \exp(-aT_{u}^{m})) \mathbf{k}_{r}.$$

Этот вектор представляется в виде  $\mathbf{M}_{r}^{p} = \mathbf{b}_{r} \times (\mathbf{M}_{r}^{p} \times \mathbf{b}_{r}) + \mathbf{b}_{r} < \mathbf{M}_{r}^{p}, \mathbf{b}_{r} > [11]$  и назначаются значения векторов  $\mathbf{M}_{r}^{p\mathbf{m}} = \mathbf{b}_{r} \times (\mathbf{M}_{r}^{p} \times \mathbf{b}_{r})$ и  $\mathbf{b}_r < \mathbf{M}_r^p, \mathbf{b}_r >= \mathbf{0}$ , что обеспечивает энергетическую экономичность магнитного привода. Вектор потребной вариации импульса управляющего момента МП  $\mathbf{M}_r^{pm} \equiv -\Delta \mathbf{I}_r^m \, \mathbf{k}_r$  с модулем  $\Delta \mathbf{I}_{r}^{m} = \mathbf{K}_{r} (1 - \exp(-aT_{u}^{m}))$  и ортом  $\mathbf{k}_{r}$  далее используется для формирования цифрового управления ЭММ  $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\}$  МП на периоде  $T_u^{\mathrm{m}}$  . При этом определяется взаимная ориентация ортов  $\mathbf{b}_{r}$  и  $\mathbf{k}_{r}$  в ССК. 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  $|l_{ir}| \leq 1^m$ . Описанный алгоритм цифрового управления МП применяется также для разгрузки кластера ДМ от вектора накопленного КМ.

# НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА

При балансе СУО по вектору КМ с условием  $\mathbf{G}^{\circ} \equiv \mathbf{0}$  модель динамики углового движения КА принимает вид  $\dot{\omega} = \varepsilon$  с вектором углового ускорения  $\boldsymbol{\epsilon} = \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}^{\mathrm{r}}$ , а модель углового движения КА – кинематическое представление  $\dot{\mathbf{\Lambda}} = \mathbf{\Lambda} \circ \mathbf{\omega} / 2$ ;  $\dot{\mathbf{\omega}} = \mathbf{\varepsilon}$ ;  $\dot{\mathbf{\varepsilon}} = \mathbf{\varepsilon}^* = \mathbf{v}$ . Модули векторов  $\boldsymbol{\omega}(t)$ ,  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  и  $\boldsymbol{\varepsilon}^{*}(t)$  ограничены,  $|\omega(t)| \leq \overline{\omega}$ ,  $|\varepsilon(t)| \leq \overline{\varepsilon}$  и  $|\varepsilon^*(t)| \leq \overline{\varepsilon}^*$ , что обусловлено ограниченностью областей вариации векторов КМ **Н** и управляющего момента  $\mathbf{M}^{\mathrm{r}} = -\mathbf{H}^{*}$  кластера ДМ, а также допустимым темпом его изменения. Разработанный [12,13] аналитический метод синтеза закона наведения КА при ПМ с краевыми условиями (3) основывается на необходимом и достаточном условии разрешимости задачи Дарбу. Здесь решение представляется как результат сложения трех одновременно происходящих элементарных поворотов «вложенных» базисов **E**<sub>k</sub> вокруг ортов  $\mathbf{e}_k$ ,  $k = 1 \div 3$  осей Эйлера, положение которых определяется условиями (3).

Для кластера ДМ принципиальная проблема заключается в распределении векторов его кинетического **H** и управляющего  $\mathbf{M}^{r} = -\mathbf{H}^{*}$ моментов между четырьмя ДМ. Для решения этой проблемы используется скалярная функция настройки, которая обеспечивает однозначное распределение векторов **H** и  $\mathbf{M}^{r}$  по явным аналитическим соотношениям [12 –14]. В СУО применяются дискретная рекуррентная фильтрация сигналов СОУП с периодом  $T_p$ , цифровой закон управления кластером ДМ с периодом  $T_{u}$ , компенсационная схема разгрузки от накопленного КМ с помощью цифрового управления МП с периодом  $T_u^m$  и компенсация влияния моментов сил сухого трения  $m_p^{
m f}$  по осям вращения ДМ с использованием дискретного наблюдателя Луенбергера. Здесь выполняется фильтрация значений вектора углового рассогласования  $\boldsymbol{\epsilon}_l = -\delta \boldsymbol{\phi}_l = -2e_{0l} \mathbf{e}_l, \ l \in \mathbf{N}_0, \ \mathbf{c}$  периодом  $T_p$  и формируются векторы  $\boldsymbol{\epsilon}_k^{\mathrm{f}}, k \in \mathbf{N}_0$ , которые используются в законе управления кластером ДМ

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\,\mathbf{\epsilon}_k^{\mathrm{T}}; \; \widetilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\,\mathbf{\epsilon}_k^{\mathrm{T}}; \\ \mathbf{M}_k^{\mathrm{T}} = \mathbf{\omega}_k \times \mathbf{G}_k^{\mathrm{o}} + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}\mathbf{\epsilon}_k^{\mathrm{p}} + [\mathbf{C}_k^{\mathrm{e}}\mathbf{\omega}_k^{\mathrm{p}} \times]\mathbf{\omega}_k + \widetilde{\mathbf{m}}_k)$$

где  $\mathbf{C}_{k}^{e} = \mathbf{C}^{e}(\boldsymbol{E}_{k})$  и  $\mathbf{G}_{k}^{o} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{k} + \mathbf{H}_{k}$ .

# КОМПЬЮТЕРНАЯ ИМИТАЦИЯ НАЧАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ

Пусть КА выведен на ССО высотой 720 км, при раскрытых панелях СБ его тензор инерции  $J = diag\{812; 587; 910\}$  кгм<sup>2</sup> и в модели (1) зна-

чения парциальных частот первого тона  $\Omega_i^{I}$  и декремента δ упругих колебаний каждой панели СБ таковы:  $\Omega_{i}^{1} \approx 0.6$  р/с (частота  $\approx 0.1$  Гц) и  $\delta = 0.01$ . Будем считать, что применяемый МП имеет ограничение  $1^m = 150$  Am<sup>2</sup> на компоненты вектора ЭММ и периоды цифрового управления  $T_u^m = 4$  с для  $\omega \ge 1.5$  град/с,  $T_u^m = 8$  с для  $1.5 > \omega \ge 0.75$  град/с и  $T_u^m = 16$  с для  $\omega < 0.75$  град/с. Было принято, что измерение вектора  $\pmb{\omega}$  при СКО шума  $\sigma^{\omega}=0.0033\,$  град/с дискретная фильтрация выполняются с периодом  $T_a = 1\,$  с, а процесс успокоения КА считается завершенным в момент времени  $T_{\omega}$  при выполнении условия  $\boldsymbol{\omega}(t) \in \mathbf{S}_{\omega} \{ \mathbf{\omega}(t) : | \mathbf{\omega}(t) | \leq \Delta_{\omega}^{\circ} \forall t \geq T_{\omega} \},$ где  $\Delta_{\omega}^{\circ} = 0.1$ град/с. При компьютерной имитации основного контура управления ориентацией учитывался дискретный шум СОУП с СКО  $\sigma^m = 1$  угл. сек при измерении углового положения КА с периодом  $T_{p} = 1/8$  с, дискретная фильтрация измерений выполнялась с этим же периодом, а цифровое управление ДМ формировалось с периодом  $T_{u} = 1/4$  с.

На рис. 2 – 4 приведены результаты имитации режима успокоения КА для значения вектора  $\mathbf{\omega}_{o} = \{ \boldsymbol{\omega}_{oi} \}$  при  $\boldsymbol{\omega}_{oi} = 1/\sqrt{3}$  град/с и модуле  $\omega_{0} = \overline{\omega}_{0} = 3$  град/с. Успокоение КА с помощью МП (см. рис. 2) реализуется на полуинтервале времени  $t \in [0, 7000]$  с, где выбором параметра a > 0 достигается сначала цифровое управление МП по типу «максимального быстродействия», а затем следует автоматический переход к цифровому управлению МП по типу «минимального принуждения». На рис. 3 и рис. 4 ясно видно, что значения компонентов вектора ЭММ  $\mathbf{L} = \{l_i\}$  фиксируются  $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$  с соответствующим периодом  $T_u^m$ , но компоненты  $m_i^m$  и модуль  $m^m$  вектора  $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$  механического момента ПМ изменяются  $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$  из-за вращения упругого КА.

На полуинтервале  $t \in [7000, 7150)$  с выполняются включение БИНС, определение ориентации и орбитального расположения КА в ИСК, а на полуинтервале  $t \in [7150, 7200)$  с – инициализация кластера ДМ, включение основного контура управления ориентацией КА при разгрузке кластера ДМ от накопленного КМ с помощью цифрового управления МП.

Результаты имитации этих двух НР представлены в завершающей части рис. 3 и 4, также на рис. 5. Включение основного контура управления для стабилизации углового положения КА в ИСК выполняется при условии баланса  $\mathbf{G}^{\circ} = \mathbf{K} + \mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$ . При этом вектор  $\boldsymbol{\omega}(t) \equiv \mathbf{0}$ , но «парковое» состояние кластера ДМ с вектором его КМ  $\mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$  реализуется при значениях КМ отдельных ДМ  $\mathbf{h}_p \neq \mathbf{0}$ ,  $\forall p = 1 \div 4$ . Поэтому при включении контура происходит автоматический переход кластера ДМ к «парковому» состоянию с одновременным «впитыванием» остаточного КМ спутника и разгрузкой КМ кластера ДМ с помощью магнитного привода, см. рис. 4 и рис. 5.

На рис. 6 приведены ошибки угловой стабилизации КА при включении контура, а на рис. 7 – установившиеся ошибки угловой стабилизации корпуса КА в ИСК, обусловленные влиянием гравитационного момента.

Выполнена имитация бортового расчета параметров закона углового наведения КА в ИСК при его ПМ на интервале времени  $t \in [7700, 7900]$  с краевыми условиями (3) в стандартной размерности

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\sigma}_{i} &= \{-1.433, -0.366, 2.307\}, \ \boldsymbol{\omega}_{i} &= \boldsymbol{0}, \ \boldsymbol{\varepsilon}_{i} &= \boldsymbol{0}; \\ \boldsymbol{\sigma}_{f} &= \{-0.019, 0.491, 0.511\}, \ \boldsymbol{\omega}_{f} &= \{0, 0, -0.00105\}, \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{f} &= \boldsymbol{0}, \ \boldsymbol{\dot{\varepsilon}}_{f} &= \boldsymbol{0}. \end{aligned}$$

Синтезированный закон наведения КА в ИСК при развороте спутника вокруг оси Эйлера с ортом  $\mathbf{e} = \{0.545175, -0.688502, -0.478277\}$  на угол 172.18 град при ограничениях на модули угловой скорости 2 град/с, углового ускорения 0.1 град/с<sup>2</sup> и производную углового ускорения 0.05 град/с<sup>3</sup> представлен на рис. 8. Здесь цветами выделены компоненты векторов  $\boldsymbol{\sigma}(t), \boldsymbol{\omega}(t)$  и  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  – синим цветом по крену, зеленым по рысканию и красным по тангажу, а модули векторов  $\boldsymbol{\omega}(t)$  и  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  отмечены черным цветом.



Рис. 2. Угловые скорости при успокоении КА с помощью цифрового управления МП



Рис. 3. Электромагнитный момент МП при цифровом управлении



Рис. 4. Механический момент МП при цифровом управлении



Рис 5. Управляющие моменты четырех ДМ при включении контура управления



Рис. 6. Переходные процессы при включении контура управления и стабилизации КА в ИСК

Угловые погрешности КА при завершении поворотного маневра и стабилизации в ОСК на интервале времени  $t \in [8000, 8200]$  с приведены на рис. 9.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны алгоритмы экономичного цифрового управления электромеханическими и электромагнитными приводами СУО при выполнении начальных режимов ориентации информационных спутников на низких орбитах.

Приведены результаты исследования динамики таких режимов СУО спутника землеобзора массой 1000 кг на ССО высотой 720 км, которые получены на основе методов компьютерной имитации. Установлено, что примерно через 2.5



Рис. 8. Закон пространственного углового наведения и стабилизации КА в ОСК



Рис. 9. Угловые погрешности КА при завершении ПМ и стабилизации в ОСК

часа после отделения спутника от ракеты-носителя и механического раскрытия его солнечных батарей КА гарантированно будет ориентирован в заданном положении в орбитальной системе координат. Этот результат достигается с помощью энергически экономичного цифрового управления магнитным приводом и кластером четырех реактивных двигателей-маховиков, без использования двигательной установки на основе реактивных двигателей.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. *Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.* Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, Физматлит, 1974. 600 с.
- Nonlinear dynamics of gyromoment attitude control system at communication satellite SESAT / Ye.I. Somov, S.A. Butyrin, V.A. Rayevsky, G.P. Titov, A. Baiget, R.C. Rogers // Proceedings of 5th IFAC Symposium "Nonlinear Control Systems". 2001. Vol. 3. P. 1399-1404.
- Somov S. Damping dynamics of a flexible satellite at pulse-width modulation of an engine control // Russian Aeronautics. 2005. Vol. 48, no. 4. P. 34-44.
- 4. *Сомов С.Е.* Анализ колебаний конструкции спутника при наведении на Солнце и Землю с широтно-импульсной модуляцией управления двигателями // Известия Самарского научного центра РАН. 2007. Т. 9. № 3. С. 847-858.
- Сомов Е.И., Бутырин С.А. Наведение и управление ориентацией информационного спутника в начальных режимах // Аналитическая механика, устойчи-

вость и управление. Труды XI международной Четаевской конференции. Том 3. Секция 3. Управление. Ч. III. Казань: КНИТУ-КАИ. 2017. С. 41-52.

- Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975. 248 с.
- 7. *Фурасов В.Д.* Устойчивость движения, оценки и стабилизация. М.: Наука, 1977. 248 с.
- 8. Черноусько Ф.Л., Акуленко Л.Д., Соколов Б.И. Управление колебаниями. М.: Наука, 1980. 384 с.
- 9. *Акуленко Л.Д.* Асимптотические методы оптимального управления. М.: Наука, 1987. 368 с.
- 10. *Сомов С.Е.* Экономичное широтно-импульсное управление электрореактивными двигателями при торможении вращения упругого космического аппарата // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18. № 4(6). С. 1138-1144.
- Сомов С.Е. Экономичное широтно-импульсное управление при разгрузке силового гирокомплекса системы ориентации мини-спутника // Проблемы управления. 2014. № 4. С. 60-68.
- 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.
- Сомова Т.Е. Алгоритмы наведения и цифрового управления ориентацией маневрирующего спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18. № 4(6). С. 1173-1180.
- 14. *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.

### ECONOMICAL DIGITAL ATTITUDE CONTROL OF AN INFORMATION SATELLITE AT INITIAL MODES

© 2017 T.Ye. Somova

## Samara State Technical University Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability

We have presented algorithms for economical digital attitude control of an information satellite at initial modes – during its separation from launcher up to regular attitude stabilization in orbital reference frame. We also have represented the computer simulation results by the initial modes of orientation the satellite which is moving on sun-synchronous orbit.

*Keywords*: an information satellite, attitude control, initial modes.

Tatyana Somova, Postgraduate Student, Associate Research Fellow at the Navigation, Guidance, and Motion Control Department, Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail: te\_somova@mail.ru