

УДК 629.78 : 681.51

ЭКОНОМИЧНОЕ ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ В АВАРИЙНОМ РЕЖИМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ СПУТНИКА НА СОЛНЕЧНО-СИНХРОННОЙ ОРБИТЕ

© 2018 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский научный центр Российской академии наук

² Самарский государственный технический университет

Статья поступила в редакцию 10.12.2018

Представляются алгоритмы экономичного цифрового управления в длительном аварийном режиме стабилизации информационного спутника на солнечно-синхронной орбите, приводятся результаты компьютерной имитации этого режима для спутника землеобзора.

Ключевые слова: космический аппарат, солнечно-синхронная орбита, ориентационный контроль, аварийный режим.

Работа поддержана РФФИ, гранты 17-08-01708 и 17-48-630637.

ВВЕДЕНИЕ

В [1, 2] исследован аварийный режим (АР) системы управления движением (СУД) информационного спутника на солнечно-синхронной орбите (ССО) с наведением орта к плоскости неподвижных панелей солнечных батарей (СБ) в направлении Солнца при назначении требуемого углового положения космического аппарата (КА) относительно этого направления с использованием информации о положении орта, ортогонального плоскости эклиптики. При этом устанавливаются устойчивые нелинейные угловые колебания корпуса КА из-за «конфликтующих» воздействий возмущающего гравитационного момента и управляющего момента магнитного привода (МП) на каждом витке ССО. Такой энергосберегающий аварийный режим вполне приемлем при его длительности до нескольких недель. При необходимости продолжительной (десятки месяцев) консервации КА с сохранением возможности восстановления работоспособности его СУД предлагается другой, более экономичный АР, где применяется пассивная гравитационная стабилизация спутника при ситуационном включении магнитного привода.

Сомов Евгений Иванович, ведущий научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением» СамНЦ РАН; начальник отдела «Навигация, наведение и управление движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail e_somov@mail.ru

Бутырин Сергей Анфимович, старший научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением» СамНЦ РАН; начальник лаборатории «Моделирование систем управления» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail butyrinsa@mail.ru

Татьяна Евгеньевна Сомова, младший научный сотрудник отдела «Навигация, наведение и управление движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На рис. 1 представлены связанная с корпусом КА система координат (ССК) \mathbf{B} ($Oxyz$) с ортами \mathbf{b}_i и связанная с панелями СБ система координат \mathbf{P} , оси которой x^p , y^p и z^p в парковом положении панелей СБ (при $\gamma^p = 0$) параллельны соответствующим осям ССК. Орбитальная система координат (ОСК) \mathbf{O} ($Ox^o y^o z^o$) с ортами \mathbf{o}_i вращается в инерциальном базисе \mathbf{I}_\oplus с вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_o$. Вводятся орт \mathbf{e} направления на Землю и орт \mathbf{s} направления на Солнце. В отличие от [1, 2], здесь перед выполнением АР панели СБ разворачиваются на угол $\gamma^p = -\pi/2$, а корпус КА (ССК) устанавливается в ОСК с его разворотом на угол $\psi = -\pi/2$ относительно оси Oy с ортом \mathbf{b}_2 и наименьшим моментом инерции КА. В результате ось Ox с ортом \mathbf{b}_1 и ось $O^p x^p$ с ортом \mathbf{n}^p совпадают по направлению с осью Oz^o ОСК и обеспечивается

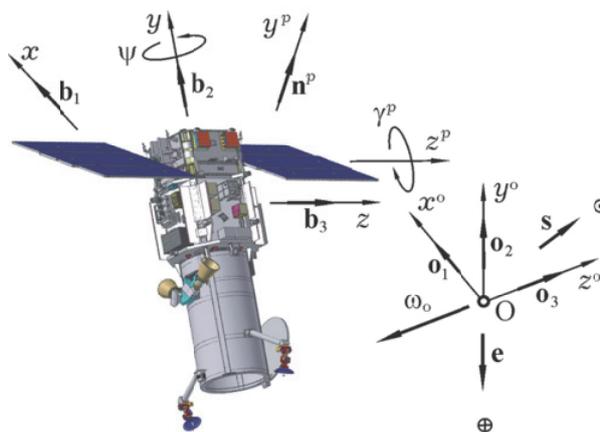


Рис. 1. Схема перехода КА в режим гравитационной стабилизации

максимальный момент инерции КА по оси Ox ССК, противоположной по направлению вектору угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_0$, рис. 1.

При поступлении команды на длительную консервацию спутника выполняются следующие этапы: (i) КА переводится в орбитальную ориентацию при цифровом управлении МП; (ii) при достижении требуемой точности стабилизации КА в ОСК контур управления магнитным приводом временно выключается и спутник переходит в режим пассивной гравитационной стабилизации; (iii) для компенсации накопленных вековых возмущающих моментов, в том числе из-за влияния сил солнечного излучения, выполняется ситуационное кратковременное включение МП, что обеспечивает возвращение КА в орбитальную ориентацию с требуемой точностью. Задача состоит в (i) анализе годового перемещения орта \mathbf{s} направления на Солнце в ОСК, (ii) разработке законов цифрового управления МП для перевода КА в орбитальную ориентацию с его последующей пассивной гравитационной стабилизацией и (iii) выполнении нелинейного анализа длительного пространственного движения КА на ССО с учетом ситуационного включения магнитного привода.

2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

При стандартных обозначениях и отсутствии активных управляющих сил модель движения центра масс КА в инерциальном базисе имеет общеизвестный вид

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}; \quad \dot{\mathbf{v}} = -\mu_e \mathbf{r} / r^3 + \mathbf{a}_e + \mathbf{a}_m + \mathbf{a}_s,$$

где $\mathbf{a}_e = \mathbf{a}_a + \mathbf{a}_a$, \mathbf{a}_m и \mathbf{a}_s – векторы ускорения, обусловленные влиянием формы Земли и неравномерности распределения её массы, гравитации Луны и Солнца, соответственно. Для моделирования вектора ускорения \mathbf{a}_e используется разложение гравитационного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям до степени $n = 8$ включительно с применением полиномов Лежандра и коэффициентов зональных гармоник.

В сферической системе координат (вектор \mathbf{r} , долгота λ и широта φ) вектор ускорения \mathbf{a}_{ea} зависит от \mathbf{r} и φ , а вектор ускорения \mathbf{a}_{es} зависит также и от долготы λ . Вектор ускорения $\mathbf{a}_s = \mu_s (\Delta \mathbf{r} / (\Delta r)^3 - \mathbf{r}_s / r_s^3)$ из-за влияния Солнца определяется его гравитационным параметром μ_s и расстоянием от КА до центра Солнца $\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_s - \mathbf{r}$, где расстояние r_s от центра Земли до центра Солнца вычисляется по явным аналитическим соотношениям в функции текущей эпохи. Гравитационное влияние Луны вычисляется аналогично.

Ориентация базиса \mathbf{B} в инерциальном базисе \mathbf{I}_{\oplus} определяется кватернионом

$\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, где $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$, вектором параметров Эйлера $\Lambda = \{\lambda_0, \boldsymbol{\lambda}\}$, который при обозначениях $C_\alpha = \cos \alpha$, $S_\alpha = \sin \alpha$ представляется в форме $\Lambda = \{C_{\Phi/2}, \mathbf{e}_e S_{\Phi/2}\}$ с ортом \mathbf{e}_e оси Эйлера и углом Φ собственного поворота, и вектором модифицированных параметров Родрига (МПР) $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e}_e \operatorname{tg}(\Phi/4)$, который связан с кватернионом Λ явными соотношениями [1]. Модель углового движения КА в базисе \mathbf{I}_{\oplus} представляется уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{\Lambda} &= \Lambda \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \\ \mathbf{J}(\gamma) \dot{\boldsymbol{\omega}} &= -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} + \mathbf{M}^p + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^g. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь $\mathbf{K} = \mathbf{J}(\gamma) \boldsymbol{\omega}$ – вектор кинетического момента (КМ) КА; $\boldsymbol{\omega} = \{\omega_i\}$ – вектор абсолютной угловой скорости КА, представленный в ССК $Oxyz$; $\mathbf{J}(\gamma) = \mathbf{J}^0 + 2\mathbf{J}^p(\gamma)$ – тензор инерции КА при произвольном положении панелей СБ, где тензор инерции $\mathbf{J}^p(\gamma)$ каждой панели зависит от угла $\gamma \equiv \gamma^p$; столбец \mathbf{M}^p представляет вектор момента инерционно-гироскопических сил из-за подвижности панелей СБ [1]; $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$ – вектор управляющего механического момента магнитного привода, и наконец, вектор гравитационного момента $\mathbf{M}^g = \{m_i^g\} = (3\mu_e / r^3) \mathbf{o}_2 \times \mathbf{J}(\gamma) \mathbf{o}_2$.

Кватернион Λ^0 ориентации базиса \mathbf{O} относительно базиса \mathbf{I}_{\oplus} определяется уравнением $\dot{\Lambda}^0 = \Lambda^0 \circ \boldsymbol{\omega}_0 / 2$, а погрешность ориентации базиса \mathbf{B} в орбитальном базисе \mathbf{O} – кватернионом $\mathbf{E} = \tilde{\Lambda}^0 \circ \Lambda \equiv (e_0, \mathbf{e})$, вектором параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{C_{\Phi^e/2}, \mathbf{e}_e S_{\Phi^e/2}\}$, матрицей $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, и вектором МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e}_e^e \mathbf{g}(\Phi^e/4)$. При этом вектор $\delta \boldsymbol{\omega}$ погрешности угловой скорости определяется как $\delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}_0(t)$. При значении угла $\Phi^e \leq \pi/2$ вектор $\boldsymbol{\varepsilon} = 4\boldsymbol{\sigma}^e$ имеет представление $\boldsymbol{\varepsilon} \approx 2\mathbf{e}_e^e C_{\Phi^e/2} S_{\Phi^e/2} \approx \delta \boldsymbol{\phi}$ с вектором угловой погрешности $\delta \boldsymbol{\phi} = \{\phi_i\} = \mathbf{e}_e^e \Phi^e$. Пространственный угол ϕ_y между ортами \mathbf{b}_2 и \mathbf{o}_2 определяется соотношением $\phi_y = \arccos \langle \mathbf{b}_2, \mathbf{o}_2 \rangle$.

Измерение кинематических параметров углового движения КА выполняется бортовой навигационной системой [1] по сигналам спутников ГЛОНАСС/ GPS и датчиками угловой скорости в моменты времени $t_{l+1} = t_l + T_p$, $l \in N_0 \equiv [0, 1, 2, 3, \dots]$ с периодом T_p , а для измерения вектора индукции $\mathbf{B} = \mathbf{V} \mathbf{b}$ магнитного поля Земли с модулем \mathbf{V} и ортом \mathbf{b} в эти же моменты времени применяется магнитометр.

3. ИЗМЕНЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЯ НА СОЛНЦЕ В ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

Численными методами исследовано пространственное движение центра масс спутника на ССО высотой 720 км, наклонением 98.2695 град и начальной долготой восходящего узла 51 град. Такая орбита прецессирует по долготе восходящего узла со скоростью 0.9889 град/сут, изменение её наклонения носит колебательный характер при наличии малой вековой составляющей.

Орт s направления на Солнце перемещается в ОСК по образующей поверхности конуса, ось которого направлена по оси Oz^0 ОСК, а угол полураствора φ_s^* практически не изменяется в течение каждого витка орбиты, рис. 2.

Годовое изменение угла φ_s^* полураствора конуса представлено на рис. 3. Средние значения этого угла таковы: $\bar{\varphi}_s^* = 60$ град в феврале-сентябре и $\bar{\varphi}_s^* = 65$ град в октябре-январе. При указанной выше орбитальной ориентации КА ось $O^p y^p$ панелей СБ совпадает по направлению с осью Oz^0 ОСК, поэтому здесь гарантируется среднегодовое значение основного фактора энергетического обеспечения спутника $Q_s = \cos \bar{\varphi}_s^* = 0.4695$.

4. УПРАВЛЕНИЕ МАГНИТНЫМ ПРИВОДОМ

При формировании команды M_r для вектора потребного управляющего момента МП на каждом полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$, $r \in N_0$ с заданным периодом $T_u^m \gg T_p$ выполняется дискретная фильтрация указанных выше измерений. В результате в моменты времени $t_r = r T_u^m$ получают отфильтрованные значения рассогласований ϵ_r по углу и $\delta \omega_r$ по угловой скорости, а также отфильтрованные измерения магнитометра $B_r = B_r b_r$.

Для векторов $x = \{x_i\}$, $y = \{y_i\}$ и скалярного параметра $a^m > 0$ введем функцию

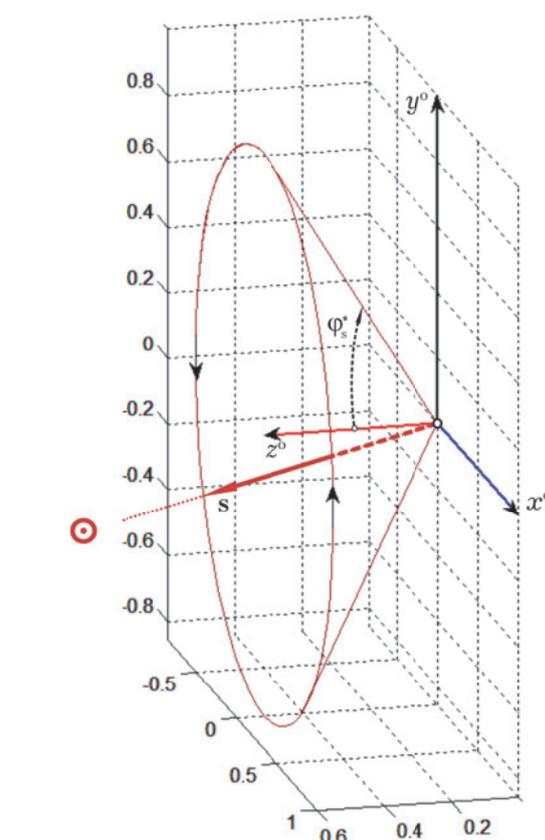


Рис. 2. Конус положений орта s

$y = SC(x, a^m)$ с алгоритмическим определением $q = \max_i |x_i|$; if $q \geq a^m$ then $y_i = a^m x_i / q$. Эта функция ограничивает все компоненты вектора x по модулю параметром a^m , но сохраняет пропорциональность между ними.

При произвольной ориентации ССК относительно ОСК вектор дискретной команды M_r формируется по соотношению

$$M_r = -J(\gamma) SC(k_\phi \epsilon_r + k_\omega \delta \omega_r, a^m), \quad (2)$$

где k_ϕ, k_ω являются постоянными коэффициентами и параметр $a^m = 4k_\phi \text{tg}(\pi/8) \approx k_\phi \pi/2$. Когда вектор погрешности $\delta \phi = \{\delta \phi_i\} = e_c^e \Phi^e$ становится малым (угол $\Phi^e \leq 3$ град), вектор

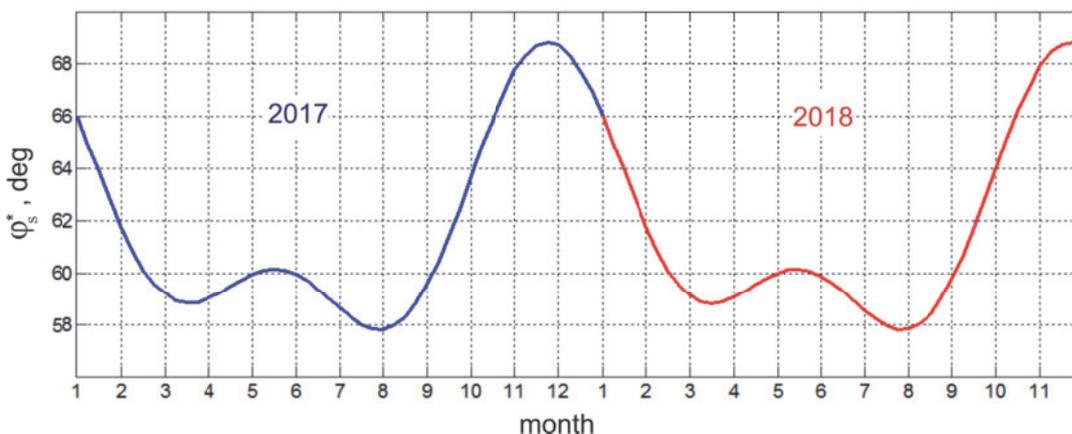


Рис. 3. Зависимость угла полураствора конуса от времени года

дискретной команды \mathbf{M}_r вычисляется в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{r+1} &= \mathbf{b}_\phi \mathbf{g}_r + \mathbf{c}_\phi \boldsymbol{\varepsilon}_r; \\ \mathbf{M}_r &= -\mathbf{J}(\gamma) \mathbf{S}\mathbf{C}(k_\phi \mathbf{g}_r + p_\phi \boldsymbol{\varepsilon}_r, \mathbf{a}^m), \end{aligned} \quad (3)$$

где $\mathbf{b}_\phi, \mathbf{c}_\phi, p_\phi$ и k_ϕ являются постоянными параметрами.

При цифровом управлении электромагнитным моментом (ЭММ) $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\}$ магнитного привода сначала определяется вектор потребной вариации импульса $\Delta \mathbf{I}_r^m = T_u^m \mathbf{M}_r$ команды механического момента. Этот импульс 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 $\Delta \mathbf{I}_r^{mb} = \mathbf{b}_r \times (\Delta \mathbf{I}_r^m \times \mathbf{b}_r)$ назначается с условием $\langle \Delta \mathbf{I}_r^m, \mathbf{b}_r \rangle = 0$. Далее 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 используется при формировании цифрового управления ЭММ $\mathbf{L}_r = \{l_{ir}\}$ на периоде T_u^m : определяется взаимная ориентация ортов \mathbf{b}_r и \mathbf{i}_r^m в ССК, если $|\langle \mathbf{b}_r, \mathbf{i}_r^m \rangle| > c^s = 1/\sqrt{2}$, то на текущем периоде дискретности МП не включается, иначе вычисляется вектор ЭММ

$$\mathbf{L}_r = \mathbf{S}\mathbf{C}((\Delta \mathbf{I}_r^{mb} / T_u^m)(\mathbf{b}_r \times \mathbf{i}_r^m) / \mathbf{B}_r, \mathbf{I}^m) \quad (4)$$

с компонентами $|l_{ir}| \leq I^m$, который фиксируется на полуинтервале времени $t \in [t_r, t_{r+1})$. Вектор механического момента МП \mathbf{M}^m в (1) формируется $\forall t \in [t_r, t_{r+1})$ по соотношению

$$\mathbf{M}^m(t) = \{m_i^m(t)\} = -\mathbf{L}_r \times \mathbf{B}(t). \quad (5)$$

5. АНАЛИЗ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КА

Исследовано угловое движение КА на указанной ССО высотой 720 км, когда спутник имеет массу 6500 кг и диагональные элементы его тензора инерции равны 11450, 7150 и 9450 кг м², период измерения $T_p = 1$ с, в соотношениях (2) – (5) период управления МП $T_u^m = 16$ с и параметр ограничения компонентов вектора ЭММ магнитного привода $I^m = 300$ А м². Компьютерная имитация выполнена при нелинейном анализе перехода КА из ориентации в подвижной солнечно-эклиптической системы координат, которая формируется на борту КА по фактическим данным о направлении на Солнце и положении оси, ортогональной плоскости эклиптики [1,2], в режим орбитальной ориентации при начальном значении угла $\Phi^e = 11$ град и соответствующем малом значении вектора начальной угловой скорости в инерциальной базе \mathbf{I}_\oplus . На рис. 4 – 6 приведены кинематические параметры динамического процесса при таком переходе КА в орбитальную ориентацию в течение $n = 4$ витков его орбитального полёта.

На рис. 7 и 8 представлены изменения компонентов вектора угловой погрешности $\delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\}$ и угла ϕ_y между ортами \mathbf{b}_2 и \mathbf{o}_2 , начиная с пятого витка по 145 виток полёта спут-

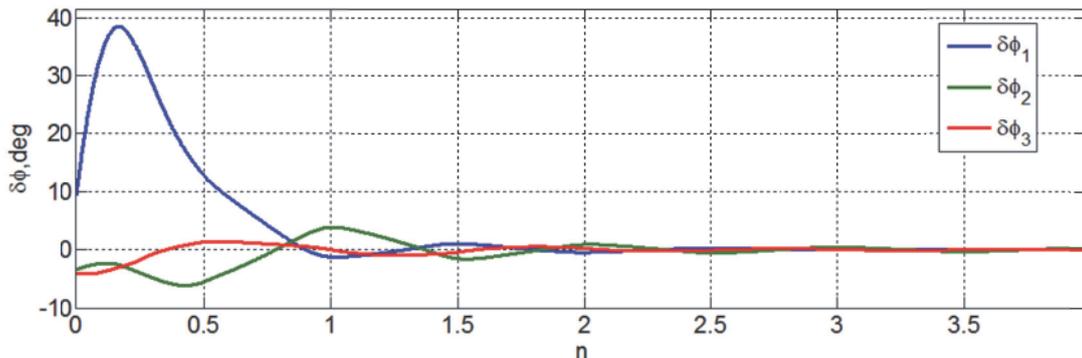


Рис. 4. Угловые погрешности при переходе КА в орбитальную ориентацию

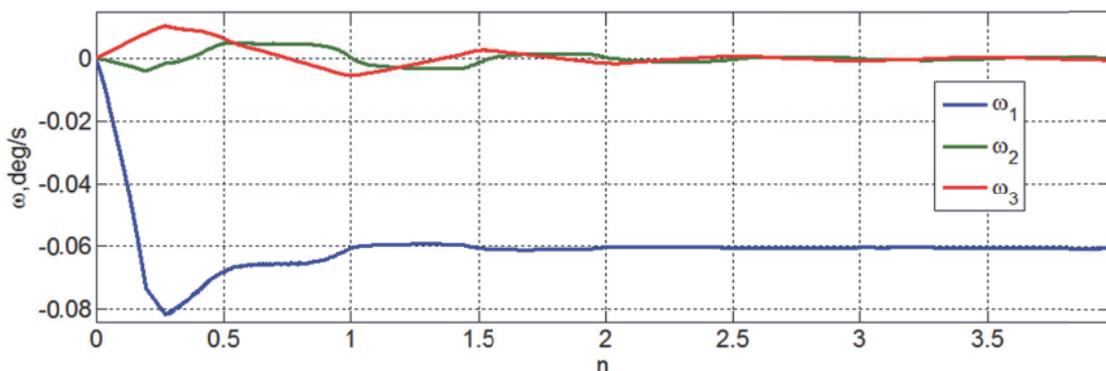


Рис. 5. Угловые скорости КА при переходе в орбитальную ориентацию

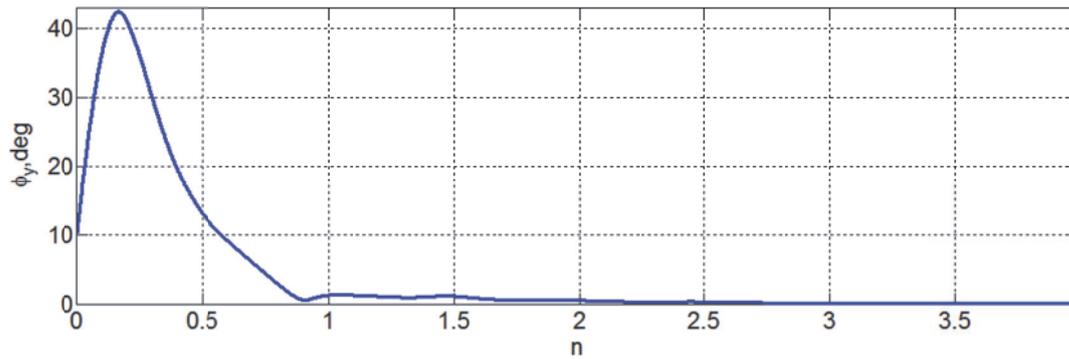


Рис. 6. Пространственный угол ориентации орта b_2 относительно орта O_2 местной вертикали

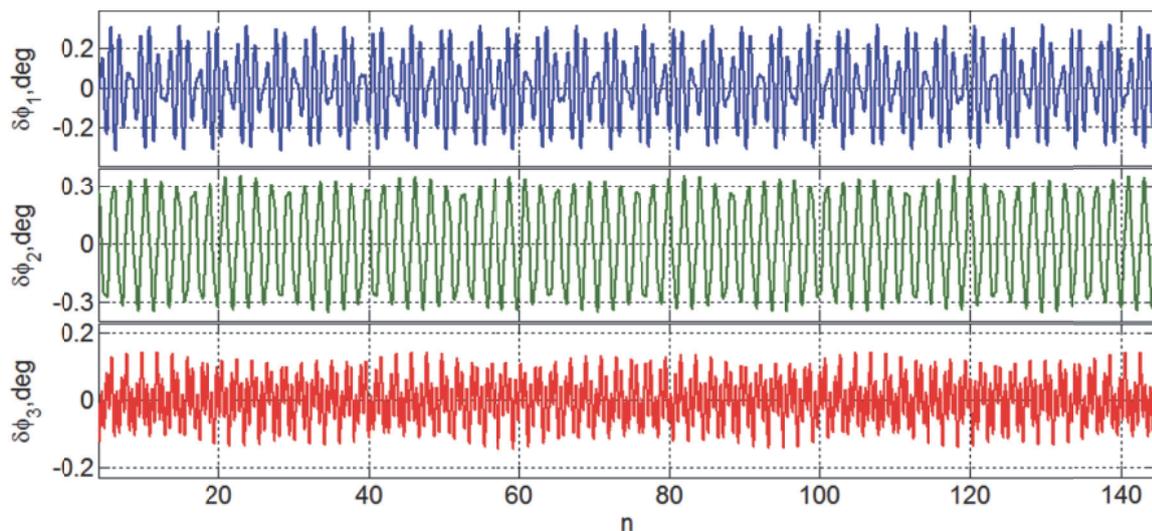


Рис. 7. Компоненты вектора угловой погрешности при гравитационной стабилизации КА

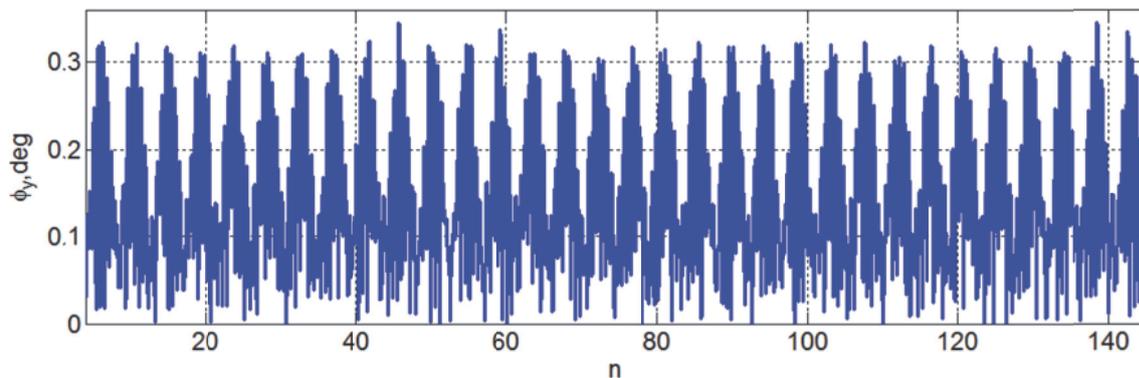


Рис. 8. Пространственный угол ориентации орта b_2 относительно местной вертикали

ника (10 суток), а на рис. 9 – изменения угла ϕ_y на последних 10 витках. Гравитационные возмущения от Луны и Солнца приводят к «модуляции амплитуды» пространственных угловых колебаний КА с месячным и годовым периодами, а усреднённая скорость изменения такой «амплитуды» по модулю не превышает 0.015 град/сут.

Компьютерная имитация показала, что в силу отсутствия какого-либо физического демпфирования в режиме гравитационной стабилизации спутника «амплитуда» его нелинейных

угловых колебаний относительно ОСК в течение месяца может возрасти до значения $\Phi^\circ = 0.85$ град. При анализе движения КА на ССО в долговременном экономичном аварийном режиме необходимо также учитывать влияние сил давления солнечного излучения, где требуется информация о форме, размерах и отражательных свойствах конструкции спутника. Численные расчеты показали, что при пассивной гравитационной стабилизации спутника влияние сил давления солнечного излучения в течение месяца

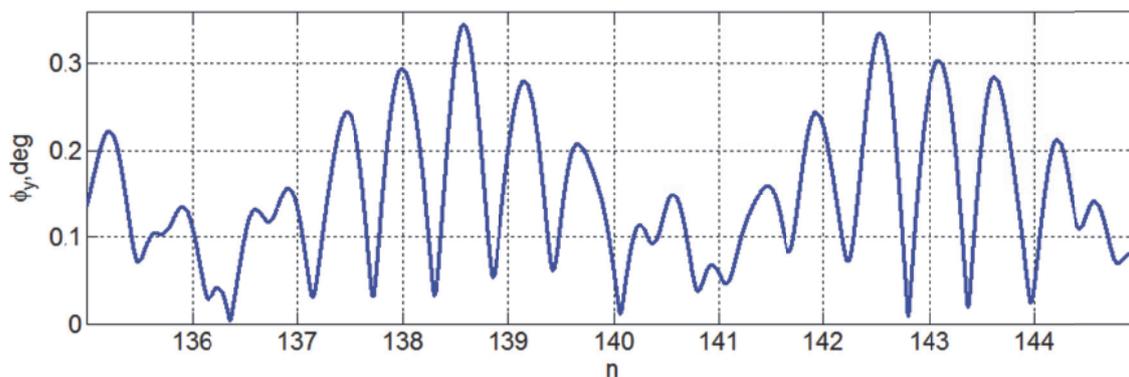


Рис. 9. Угол ориентации орта \mathbf{b}_2 относительно местной вертикали на последних 10 витках

может привести к дополнительному возрастанию «амплитуды» его нелинейных угловых колебаний относительно ОСК до значения $\Phi^e = 1.27$ град. Текущая оценка «амплитуды» угловых колебаний КА регулярно выполняется на основе фильтрации измерений бортовой навигационной системы по сигналам спутников ГЛОНАСС/GPS. При превышении такой оценки заданного значения (например, $\Phi^e = 1.5$ град) включается закон цифрового управления МП (3), который в течение трёх витков орбитального полета гарантированно обеспечивает возвращение КА в орбитальную ориентацию с требуемой точностью.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны алгоритмы экономичного управления ориентацией информационного спутника на ССО в долговременном аварийном режиме. Предложена и исследована новая схема выполнения аварийного режима, где существенно используются свойства солнечно-синхронной

орбиты при сочетании пассивной гравитационной стабилизации и ситуационного активного цифрового управления ориентацией спутника с помощью магнитного привода. Приведены результаты компьютерной имитации аварийной ориентации спутника землеобзора на солнечно-синхронной орбите высотой 720 км.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Энергосберегающее цифровое управление магнитным приводом в аварийном режиме ориентации спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20. № 1. С. 38-44.
2. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Энергосберегающее управление магнитным приводом в аварийном режиме ориентации информационного спутника на солнечно-синхронной орбите // 11 Российская мультиконференция по проблемам управления. Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах». Санкт - Петербург. 2018. С. 221-229.

ECONOMICAL DIGITAL CONTROL IN EMERGENCY MODE STABILIZATION OF THE SATELLITE IN SUN-SYNCHRONOUS ORBIT

© 2018 Ye.I. Somov^{1,2}, S.A. Butyrin^{1,2}, T.E. Somova²

¹ Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences

² Samara State Technical University

Algorithms of economical digital control in the long-term emergency mode for stabilization of the information satellite in the sun-synchronous orbit and the results of computer simulation of this mode for the earth observation satellite are presented.

Keywords: spacecraft, sun-synchronous orbit, attitude control, an emergency mode

Yevgeny Somov, Leading Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Scientific Centre, 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 Centre, 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, Junior 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