

УДК 629.78+681.51
ББК 39.67

ЭКОНОМИЧНОЕ ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ МАГНИТНЫМ ПРИВОДОМ ПРИ РАЗГРУЗКЕ СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИНИ-СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА¹

Сомов С.Е.

(Самарский государственный технический университет)

Мини-спутники землеобзора имеют массу от 100 до 500 кг и размещаются на орбитах с высотой полета от 600 до 800 км. Для таких космических аппаратов рассматриваются вопросы цифрового управления силовым гироскопическим комплексом и его экономичной разгрузки от накопленного кинетического момента при широтно-импульсном управлении магнитным приводом с временным запаздыванием.

Ключевые слова: мини-спутник землеобзора, широтно-импульсное управление, разгрузка.

Принятые сокращения:

ГД - гиродин; КА - космический аппарат;

КМ - кинетический момент; МП - магнитный привод;

ОСК - орбитальная система координат;

ПМ - поворотный маневр; СБ - солнечная батарея;

СГК - силовой гироскопический комплекс;

ССК - связанная система координат;

ШИМ - широтно-импульсная модуляция.

¹ Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (гранты 14-08-01091, 14-08-91373) и отделения Энергетики, механики, машиностроения и процессов управления РАН (программа фундаментальных исследований № 14, проект 1.12)

Сергей Евгеньевич Сомов, научный сотрудник (s_somov@mail.ru)
Молодогвардейская ул., 244 Самара 443100

Введение

Для малых информационных КА актуальны проблемы пространственного наведения и управления ориентацией. Мини-спутники землеобзора применяются для оптико-электронного наблюдения при орбитальной высоте полета от 600 до 800 км, их конструкция содержит крупногабаритные панели СБ для обеспечения энергией электромеханических и магнитных приводов. Исследуемая система управления КА имеет астроинерциальную систему для определения углового положения и исполнительные органы в виде СГК на основе трех гироскопов [4, гл. 4] с цифровым управлением и магнитного привода [1, 3] с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) управления [2, 7, 6].

В статье рассматриваются проблемы многократной [2] дискретной фильтрации и экономичного управления ориентацией мини-спутников, в том числе при разгрузке СГК с помощью МП, когда имеются временные запаздывания. В первом разделе кратко представляется методика моделирования и синтеза цифрового и широтно-импульсного управления в непрерывно-дискретных системах с запаздыванием, которая применяется для решения задач управления ориентацией КА с помощью СГК и его разгрузки.

1. Многократные системы с запаздыванием

Вводится линейный стационарный объект с кусочно-постоянным управлением

$$(1) \quad \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B} \mathbf{u}_k(t), \dot{\mathbf{u}}_k(t) = \mathbf{0}; \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C} \mathbf{x}(t - T_{zy}); \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0, \end{aligned}$$

где $t \in \mathbb{T}_0 \equiv [t_0, +\infty)$, $t_0 = 0$, вектор $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ описывает состояние объекта, вектор-функция управления $\mathbf{u}_k(t) = \{\mathbf{u}_{jk}(t)\} \in \mathbb{R}^r$ с определением $\mathbf{u}_k(t_k) = \mathbf{u}_k = \mathbf{v}_{k-1}$ и $\mathbf{u}_k(t_k + T_{zu}) = \mathbf{u}_{k+1} = \mathbf{v}_k \equiv \{\mathbf{v}_{jk}\}$, $t_k = k T_u$, $k \in \mathbb{N}_0 \equiv [0, 1, 2, \dots)$, вычисляется с периодом управления T_u в дискретные моменты времени $t_k + T_{zu}$. При ШИМ управления и наличии временного запаздывания T_{zu} , где $0 \leq T_{zu} < T_u$, управление формируется как

$$(2) \quad \mathbf{u}_{jk}(t) = \mathbf{U}_j^m \text{PWM}(t - T_{zu}, t_k, \tau_m, \mathbf{v}_{jk}),$$

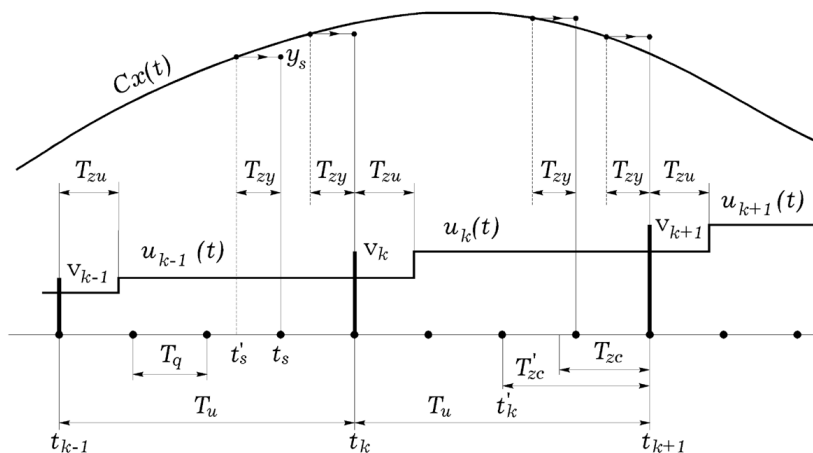


Рис. 1. Формирование управления с 3 видами запаздывания

где $U_j^m = \text{const} > 0$ и функция широтно-импульсной модуляции (pulse-width modulation) $\text{PWM}(\cdot)$ описывается соотношениями

$$\text{PWM}(\cdot) \equiv \begin{cases} \text{Sign } v_{jk} & t \in [t_k, t_k + \tau_k), \\ 0 & t \in [t_k + \tau_k, t_{k+1}); \end{cases}$$

$$\tau_k = \begin{cases} 0 & |v_{jk}| \leq \tau_m, \\ \text{Sat}(T_u, |v_{jk}|) & |v_{jk}| > \tau_m. \end{cases}$$

Здесь и далее вектор $\mathbf{v}_k \in \mathbb{R}^r$ представляет текущую дискретную команду – выход дискретного алгоритма управления, формируемый в дискретные моменты времени t_k . При цифровом управлении вектор $\mathbf{u}_k(t)$ фиксируется на полуинтервале времени $t \in [t_k + T_{zu}, t_{k+1} + T_{zu})$, что при определении функции-фиксатора $\text{Zh}(t, T_u, v_{jk}) = v_{jk} = \text{const} \forall t \in T_k \equiv [t_k, t_k + T_u)$ представляется в виде $\mathbf{u}_k(t) = \{u_{jk}(t)\}$, где

$$(3) \quad u_{jk}(t) = \text{Zh}(t - T_{zu}, T_u, v_{jk}) = \begin{cases} v_{j, k-1} & t \in [t_k, t_k + T_{zu}), \\ v_{jk} & t \in [t_k + T_{zu}, t_{k+1}). \end{cases}$$

Измерение $\mathbf{y}(t) = \mathbf{C} \mathbf{x}(t - T_{zy})$ состояния объекта (1) является неполным и выполняется в моменты времени $t_s = sT_q$, $s \in \mathbb{N}_0$ с периодом $T_q \leq T_u$, кратным периоду управления T_u , рис. 1. Для

$T_q < T_u$ при вычислении вектора $\mathbf{v}_{k+1} = \mathbf{v}(t_{k+1})$ могут использоваться измерения, не более поздние, чем

$$(4) \quad \mathbf{y}'(t_k) \equiv \mathbf{y}(kT_u + n_{\nu c}T_q) = \mathbf{C}\mathbf{x}((k+1)T_u - (n_{zy} + n_{zc})T_q),$$

где $n_q = T_u/T_q$; $T_{\nu c} = T_u - T_{zc}$; $n_{\nu c} = E[T_{\nu c}/T_q]$; $n_{zc} = n_q - n_{\nu c}$; $k = E[s/n_q]$; $T_{zc} \neq T'_{zc} \equiv n_{zc}T_q$ и $E[\cdot]$ – символ целой части.

Пусть при вычислении вектора дискретной команды управления \mathbf{v}_k применяется дискретный фильтр рекуррентного типа

$$(5) \quad \begin{aligned} \tilde{\mathbf{x}}_{s+1} &= \tilde{\mathbf{A}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{B}}\mathbf{y}_s, \tilde{\mathbf{x}}_s \in \mathbb{R}^m; \\ \tilde{\mathbf{y}}_s &= \tilde{\mathbf{C}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{D}}\mathbf{y}_s; \mathbf{y}_s, \tilde{\mathbf{y}}_s \in \mathbb{R}^l, s \in \mathbb{N}_0, \end{aligned}$$

с периодом дискретности T_q и выходным сигналом $\mathbf{y}(t'_k) = \mathbf{y}_k^f = \tilde{\mathbf{y}}_s|_{s=n_q k^*}$ при $t'_k = k^*T_u$, где $k^* = E[(s + n_{zc})/n_q]$ и $\tilde{\mathbf{A}}$, $\tilde{\mathbf{B}}$, $\tilde{\mathbf{C}}$, $\tilde{\mathbf{D}}$ – матрицы соответствующей размерности. Сигналы \mathbf{y}_k^f этого фильтра поступают в дискретный динамический регулятор

$$(6) \quad \begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{k+1} &= \mathbf{A}_{0d}\hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{B}_{0d}\mathbf{v}_k + \mathbf{Q}_{0d}\mathbf{y}_k^f, \hat{\mathbf{x}}_k \in \mathbb{R}^p; \\ \mathbf{v}_{k+1} &= \mathbf{K}_u(\mathbf{r}_{k+1} - \chi\mathbf{C}_0\hat{\mathbf{x}}_{k+1}), \end{aligned}$$

с периодом дискретизации T_u , где $\mathbf{r}_k = \mathbf{C}_0\mathbf{x}_k^r$ – сигнал команды, $\mathbf{r}_k \in \mathbb{R}^l$, $\mathbf{r}_k = \{r_{ik}\}$; \mathbf{x}_k^r – вектор эталонных переменных состояния системы; χ – диагональная матрица с элементами, равными 1 либо 0 при замыкании либо размыкании системы по отдельным каналам, а \mathbf{A}_{0d} , \mathbf{B}_{0d} , \mathbf{Q}_{0d} , \mathbf{C}_0 и \mathbf{K}_u – постоянные матрицы соответствующей размерности. Дискретная модель объекта (1) с цифровым управлением (3) и учетом запаздывания при его формировании имеет представление

$$(7) \quad \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_d\mathbf{x}_k + \mathbf{A}_d^{\nu_u}\mathbf{B}_d^{\varepsilon_u}\mathbf{u}_k + \mathbf{B}_d^{\nu_u}\mathbf{v}_k; \quad \mathbf{u}_{k+1} = \mathbf{v}_k,$$

где $T_{\nu u} = T_u - T_{zu}$; $\varepsilon_u = T_{zu}/T_u$; $\nu_u = T_{\nu u}/T_u = 1 - \varepsilon_u$;
 $\mathbf{A}_d = \exp(T_u\mathbf{A}) = \mathbf{A}_d^{\nu_u}\mathbf{A}_d^{\varepsilon_u}$; $\mathbf{A}_d^{\varepsilon_u} = \exp(T_{zu}\mathbf{A})$; $\mathbf{A}_d^{\nu_u} = \exp(T_{\nu u}\mathbf{A})$;

$$\mathbf{B}_d^{\varepsilon_u} = \int_0^{T_{zu}} \exp(\tau\mathbf{A}) d\tau \mathbf{B}; \quad \mathbf{B}_d^{\nu_u} = \int_0^{T_{\nu u}} \exp(\tau\mathbf{A}) d\tau \mathbf{B}.$$

Непрерывно-дискретный объект (1) с ШИМ управления (2) является нелинейным, возможно лишь его приближенное представление в виде линейной дискретной модели. При $\tau_m = 0$ и $T_{zu} = 0$ получается нелинейное разностное уравнение вида

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_d\mathbf{x}_k + \sum \mathbf{Q}(\tau_{jk}) \mathbf{b}_j U_j^m \text{sign } v_{jk},$$

где $\tau_{jk} = \text{sat}(T_u|v_{jk}|)$ и $\mathbf{Q}(\tau) \equiv \exp((T_u - \tau)\mathbf{A}) \int_0^\tau \exp(t\mathbf{A}) dt$.

С учетом свойств матричной экспоненты и интеграла от нее имеем представление $\mathbf{Q}(\tau) = \mathbf{A}_d(\mathbf{I} - (\mathbf{A}\tau)/2! + (\mathbf{A}\tau)^2/3! - \dots)\tau$. Предполагая выполнение условий $\tau_{jk} \ll T_u$; $T_u \ll 2\pi|\lambda_i|$, где λ_i – собственные значения матрицы \mathbf{A} в (1), выделяется линейная часть матриц $\mathbf{Q}(\tau_{jk})$ по отношению к $\tau_{jk} = |\mathbf{v}_{jk}|$ и выполняется линеаризация ШИМ управления, т.е. получается линейная дискретная модель движения объекта в виде $\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_d\mathbf{x}_k + \mathbf{B}_d\mathbf{v}_k$, где матрица $\mathbf{B}_d = \mathbf{A}_d \mathbf{B} \text{diag}\{\mathbf{U}_j^m\}$.

Линеаризованная дискретная модель объекта (1) с ШИМ управления (2) при $\tau_m = 0$ и учетом запаздывания также имеет представление (7), но с матрицами $\mathbf{B}_d^{\varepsilon_u} = \varepsilon_u \mathbf{A}_d \mathbf{B} \text{diag}\{\mathbf{U}_j^m\}$ и $\mathbf{B}_d^{\nu_u} = \nu_u \mathbf{A}_d \mathbf{B} \text{diag}\{\mathbf{U}_j^m\}$.

При векторе команды $\mathbf{r}_k = \mathbf{0}$ определение устойчивости решения $\mathbf{x}(t) = \mathbf{0} \forall t \in T_0$ и $\tilde{\mathbf{x}}_s = \mathbf{0}$, $\hat{\mathbf{x}}_k = \mathbf{0} \forall s, k \in \mathbb{N}_0$ непрерывно-дискретной системы управления понимается как прямая композиция понятий устойчивости ее непрерывной и дискретной частей.

Для исследования устойчивости и получения гарантированных оценок качества линеаризованной модели замкнутой непрерывно-дискретной системы многократного типа, в общем случае с запаздыванием трех типов (при измерении T_{zy} , при вычислении команды T_{zc} и при формировании управления T_{zu}), используются методы пространства состояний линейных систем управления [2, 9], а также спектральные и частотные методы линейной теории дискретных систем в векторно-матричном представлении. Здесь основная задача состоит в построении эквивалентной дискретной модели с главным периодом T_u , как наибольшему из имеющихся периодов квантования.

Решение такой задачи представлено в [5], где в явном виде получаются дискретные модели как замкнутой, так и разомкнутой системы по любому из компонентов выходного вектора относительно любого компонента входного вектора \mathbf{r}_k . Применение этих соотношений позволяет выполнить синтез дискретного фильтра (5) и динамического регулятора (6) для дискретного объекта (7) с цифровым либо широтно-импульсным управлением с учетом всех указанных видов временного запаздывания.

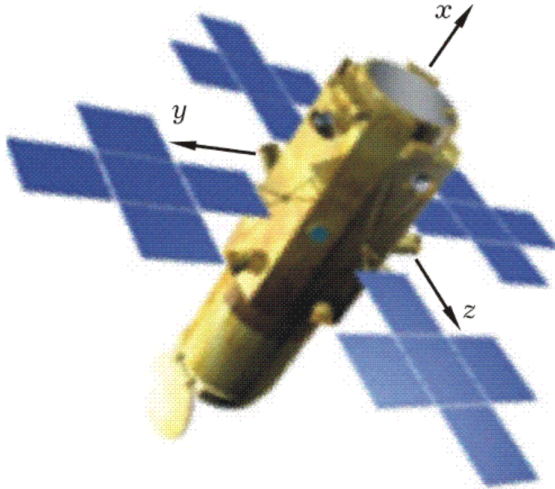


Рис. 2. Мини-спутник землеобзора Sirius-1

2. Модель углового движения спутника

Стандартным образом вводятся инерциальная, орбитальная (ОСК) и связанная с корпусом КА (ССК) системы координат. Ориентация ССК $Oxyz$ (рис. 2) в инерциальной системе координат определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, $\lambda = \{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\}$, а относительно ОСК – кватернионом Λ^o и вектором-столбцом $\phi = \{\phi_1, \phi_2, \phi_3\}$, который составлен из углов рыскания $\phi_1 = \psi$, крена $\phi_2 = \varphi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$. Орбита КА считается известной, вектор возмущающих моментов M^d представляется аналитической зависимостью только от кватерниона Λ^o ориентации спутника в ОСК. Пусть $\omega(t)$ представляет вектор абсолютной угловой скорости корпуса КА, $\dot{\nu}_o^o = \{0, 0, \dot{\nu}_o\}$ – вектор угловой скорости орбитального движения КА в ОСК, где $\nu_o(t)$ – истинная аномалия. Далее применяются стандартные обозначения $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $\{\cdot\} \equiv \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] \equiv \text{line}(\cdot)$ для векторов, $[a \times]$, $[\cdot] \equiv \text{diag}(\cdot)$, $(\cdot)^t$ для матриц и (\circ) , $(\sim \cdot)$ для кватернионов. Пусть $\Lambda^p(t)$ и $\omega^p(t)$ представляют кватернион и вектор угловой скорости корпуса КА при его программном движении. Кватернион E рассогласования формируется в виде $E = (e_0, e) = \sim \Lambda^p(t) \circ \Lambda$, вектор параметров

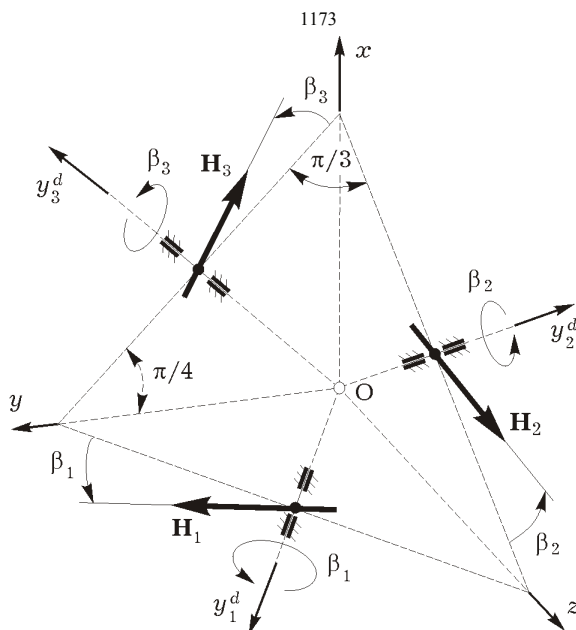


Рис. 3. Схема Star CGK на основе трёх гиродинов

Эйлера $\mathcal{E} = \{e_0, e\}$ и матрица погрешности ориентации $C_e = I_3 - 2[e \times]Q_e$, где $Q_e = I_3 e_0 + [e \times]$. Вектор $\delta\omega = \omega - C_e \omega^p(t)$ определяет погрешность угловой скорости в ССК.

При получении моделей движения упругого КА [8] используется метод Релея-Ритца-Галеркина в форме метода конечных элементов. Здесь расчет форм колебаний выполняется с редукцией по тонам колебаний, на ЭВМ вычисляются матрицы коэффициентов взаимовлияния движений как твердых, так и деформируемых тел, которые в совокупности составляют конструкцию КА. Принятая модель углового движения мини-спутника землеобзора с упругими панелями СБ и СГК на основе трех гиродинов (ГД) по схеме Star (рис. 3) при стандартных обозначениях имеет вид

$$\begin{aligned}
 (8) \quad \dot{\Lambda} &= \Lambda \circ \omega / 2; \quad A^o \{\dot{\omega}, \ddot{q}, \ddot{\beta}\} = \{F^\omega, F^q, F^\beta\}, \\
 F^\omega &= -A_H \dot{\beta} - \omega \times G + M^m + M^d; \\
 F^q &= \{-a_j^q (\frac{\delta^q}{\pi} \Omega_j^q \dot{q}_j + (\Omega_j^q)^2 q_j)\}; \\
 F^\beta &= A_H^t \omega + M_b^g + M_f^g + M^g,
 \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}
 \mathbf{A}^o &= \begin{bmatrix} \mathbf{J} & \mathbf{D}_q & \mathbf{D}_g \\ \mathbf{D}_q^t & \mathbf{A}^q & \mathbf{0} \\ \mathbf{D}_g^t & \mathbf{0} & \mathbf{A}^g \end{bmatrix}; \quad \begin{aligned} \mathbf{G} &= \mathbf{G}^o + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}_g \dot{\boldsymbol{\beta}}; \\ \mathbf{G}^o &= \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}); \\ \mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) &= \partial \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}; \end{aligned} \\
 \boldsymbol{\omega} &= \{\omega_i\}; \quad \mathbf{q} = \{q_j\}; \quad \boldsymbol{\beta} = \{\beta_i\}; \quad \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = \sum \mathbf{H}_i(\beta_i); \\
 \mathbf{H} &= H \begin{bmatrix} -S_1 - aC_2 + aC_3 \\ aC_1 - S_2 - aC_3 \\ -aC_1 + aC_2 - S_3 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{D}_g = J_g a \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}; \\
 \mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) &= H \begin{bmatrix} -C_1 & aS_2 & -aS_3 \\ -aS_1 & -C_2 & aS_3 \\ aS_1 & -aS_2 & -C_3 \end{bmatrix}; \quad \begin{aligned} S_i &= \sin \beta_i; \\ C_i &= \cos \beta_i; \\ a &= 1/\sqrt{2}; \end{aligned} \\
 \mathbf{A}^q &= [a_j^q]; \quad \mathbf{A}^g = J_g \mathbf{I}_3; \quad \mathbf{M}_b^g = \{m_{bi}^g\}; \quad \mathbf{M}_f^g = \{m_{fi}^g\}; \\
 m_{bi}^g &= \begin{cases} 0 & |\dot{\beta}_i| \leq \dot{\beta}_g^o, \\ b_i^g (\dot{\beta}_i - \dot{\beta}_g^o \text{Sign} \dot{\beta}_i) & |\dot{\beta}_i| > \dot{\beta}_g^o; \end{cases} \quad m_{fi}^g = \text{Sat}(m_{fi}^f, \frac{\dot{\beta}_i}{\dot{\beta}_g^o}); \\
 \mathbf{M}^g &= \{m_i^g(t)\}; \quad m_i^g(t) = \text{Zh}(t, T_u, \text{Sat}(m_g^m, \text{Qntr}(m_g^o, m_{ik}^g))),
 \end{aligned}$$

Здесь вектор механического 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 $l_i(t) \in (-l^m, 0, l^m) \forall t \in [t_n, t_{n+1}]$, $t_{n+1} = t_n + T_u^m$; $t_n = nT_u^m$, $n \in \mathbb{N}_0$. Вектор управляющего момента \mathbf{M}^g , передаваемый СГК на корпус КА в процессе его движения, вычисляется по формуле $\mathbf{M}^g = -\mathbf{A}_H(\boldsymbol{\beta}) \dot{\boldsymbol{\beta}}$.

3. Фильтрация измерений и цифровое управление

Применяемый дискретный рекуррентный фильтр измерений с периодом T_q имеет дискретную передаточную функцию $W_f(z_q) = (1 + b_1^f)/(1 + b_1^f z_q^{-1})$ с условием нормирования $W_f(1) = 1$, где $z_q \equiv \exp(sT_q)$, $b_1^f \equiv -\exp(-T_q/T_f)$ и T_f – постоянная времени фильтра. Фильтрация дискретного рассогласования по части координат вектора параметров Эйлера $\boldsymbol{\mathcal{E}}_s = \{\mathbf{e}_{0s}, \mathbf{e}_s\}$ выполняется с периодом квантования T_q согласно (5) в виде

$$\tilde{\mathbf{x}}_{s+1} = \tilde{\mathbf{A}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{B}}\mathbf{e}_s; \quad \mathbf{e}_s^f = \tilde{\mathbf{C}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{D}}\mathbf{e}_s, \quad s \in \mathbb{N}_0$$

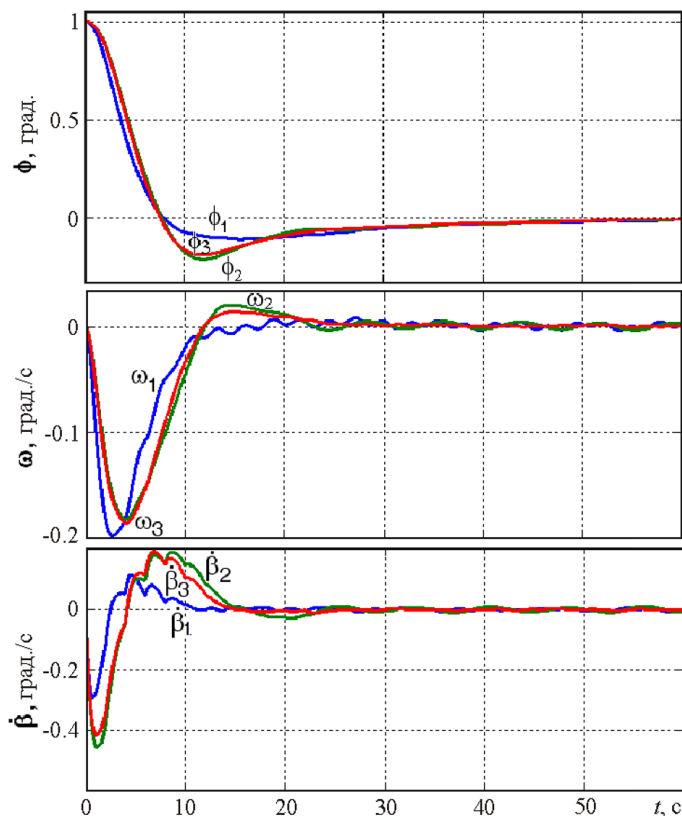


Рис. 4. Переходные процессы при цифровом управлении ГД

с выходным сигналом e_k^f , где диагональные матрицы $\tilde{A}, \tilde{B}, \tilde{C}, \tilde{D}$ имеют элементы $\tilde{a}_i = -b_1^f$; $\tilde{b}_i = b_1^f$; $\tilde{c}_i = -(1 + b_1^f)$; $\tilde{d}_i = (1 + b_1^f)$.

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

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

При таких параметрах гиросиловая система имеет собствен-



Рис. 5. Схема землеобзора с двумя маршрутами съемки

ные частоты нутации Ω_i^n по каналам в виде набора значений $(\Omega_i^n) = (1.42; 0.88; 1)$ рад/с, поэтому при выборе коэффициентов демпфирования в виде $b_i^g = 2\xi\Omega_i^n J_g$ со значением нормированного параметра $\xi = 0.8$ СГК обладает существенными демпфирующими свойствами, обусловленными силовым гироскопическим связыванием движений гиродинов и упругих колебаний конструкции КА.

В контуре цифрового управления ориентацией КА вектор рассогласования $\varepsilon = \delta\phi = \{\delta\phi_i\} = \{-2e_0e\}$, его дискретно измеренные и отфильтрованные значения ε_k^f используются в нелинейном векторном законе цифрового управления СГК $\mathbf{m}_k^g = \mathbf{m}_k^g(\varepsilon_k^f, \beta_k, \omega_k^p) = \{m_{ik}^g\}$, представленного с векторной "рабочей" переменной \mathbf{g} в дискретной рекуррентной форме

$$(9) \quad \mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{g}_k + \varepsilon_k^f; \quad \mathbf{m}_k^g = -\mathbf{A}_H^t(\beta_k)(\omega_k^p + \mathbf{K}^g(\varepsilon_k^f + a_g \mathbf{g}_k)).$$

Здесь матрица коэффициентов $\mathbf{K}^g = [k_i^g]$ и скалярный параметр

$a_g = T_u/T_I$, где T_I является постоянной времени изодрома. Параметры данного цифрового закона управления были синтезированы по методике раздела 1 с учетом запаздывания при измерении $T_{zy} = 0.25$ с.

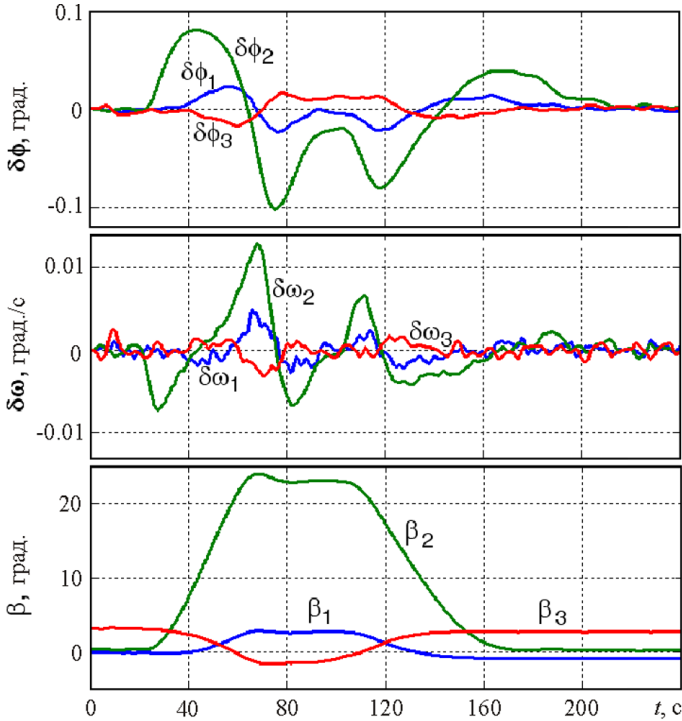


Рис. 6. Погрешности угловой стабилизации и углы гиросилов

Для значений $k_i^g = 0.125$, $T_u = 2$ с и $T_I = 22$ с были рассчитаны переходные процессы в гиросиловой системе стабилизации спутника, замкнутой нелинейным законом управления SGK (9), результаты представлены на рис. 4. При этом начальные условия при $t = 0$ были заданы в виде $\phi_i(0) = 1$ град. по углам ориентации КА и нулевых значений по всем остальным переменным, использованы параметры ГД $\dot{\beta}_g^o = 5 \cdot 10^{-6}$ рад/с, $m_g^f = 10^{-3}$ Н·м и учтен дискретный шум с нормальным законом распределения при измерении ориентации спутника в каждом канале со сред-

неквадратичным отклонением $\sigma^m = 10$ угл. сек. Нетрудно убедиться, что переходные процессы по углам ориентации и угловым скоростям корпуса спутника имеют приемлемые показатели демпфирования упругих колебаний конструкции КА и время регулирования составляет ≈ 30 с, см. рис. 4.

Нелинейный цифровой закон управления СГК (9) был исследован применительно к мини-спутнику землеобзора на солнечно-синхронной орбите с высотой полета 600 км. На рис. 5 представлена схема землеобзора с двумя маршрутами трассовой сканирующей оптико-электронной съемки, где указаны пунктирная линия трассы спутника, первый маршрут M_1 в направлении надира, след линии визирования бортового 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 учетом 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. 6 в виде погрешностей стабилизации по углам ориентации и угловым скоростям, а также значений углов поворота всех трёх ГД.

4. Широтно-импульсное управление МП

Для разгрузки СГК от накопленного КМ применяется магнитный привод. Будем считать, что $\forall t \in [t_n, t_{n+1}]$ при $t_n = nT_u^m$ известны значение $\mathbf{B}(t)$ вектора индукции магнитного поля Земли и значение требуемого уменьшения вектора накопленного КМ СГК \mathbf{H}_n^a на указанном временном интервале. Тогда определяется значение требуемого импульса \mathbf{M}_n^p момента 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 $\kappa = \langle \mathbf{b}_n, \mathbf{m}_n \rangle$.

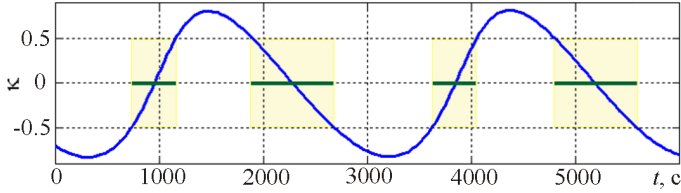


Рис. 7. Интервалы эффективной магнитной разгрузки СГК

Потребный импульс момента МП вычисляется по формуле $\mathbf{M}_n^{pm} = \mathbf{b}_n \times (\mathbf{M}_n^p \times \mathbf{b}_n)$. Анализируя зависимость вектора $\mathbf{M}_n^p = -\mathbf{H}_n^a$ с ортом $-\mathbf{m}_n$, нетрудно сообразить, что при $|\kappa| = 1$ получается $\mathbf{M}_n^{pm} = \mathbf{0}$, т.е. в такой ситуации МП не способен создавать механический момент в требуемом направлении. Поэтому принята такая логика: если $|\kappa| \leq \cos(\pi/3) = 1/2$, то ресурсы МП считаются достаточными для разгрузки СГК.

Вектор импульса $\mathbf{L}_n^p = \{l_{in}^p\}$ потребного электромагнитного момента МП определяется в виде $\mathbf{L}_n^p = \mathbf{b}_n \times \mathbf{M}_n^{pm} / \|\mathbf{b}_n\|$, при этом вычисляются значения $s_{in} = \text{Sign } l_{in}^p$, $\tilde{\tau}_{in} = l_{in}^p / l^m$ 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 [1, 3].

Для мини-спутника землеобзора, совершающего движение по указанной солнечно-синхронной орбите, на рис. 7 отмечены временные интервалы эффективной разгрузки СГК с помощью МП, где выполняется условие $|\kappa| \leq 1/2$. В качестве примера, пусть в ССК задан вектор накопленного КМ СГК в виде вектора-столбца $\mathbf{H}^a = \{1, 1, 1\}$ Н·м·с и корпус КА стабилизируется в ОСК. При значении $l^m = 10$ А·м² и периоде ШИМ управления МП $T_u^m = 16$ с на рис. 8 представлены компоненты $l_i(t)$ вектора электромагнитного момента $\mathbf{L}(t)$ МП, а на рис. 9 – компоненты $m_i^m(t)$ вектора его механического момента $\mathbf{M}^m(t)$ в ССК. Отметим, что такая магнитная разгрузка выполняется на интервале времени $t \in [976; 1040]$ с при значениях $|\kappa| \leq 1/2$, см. рис. 7.

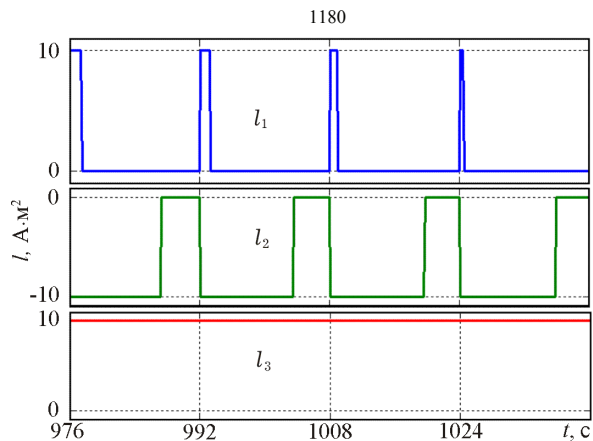


Рис. 8. Компоненты вектора электромагнитного момента МП

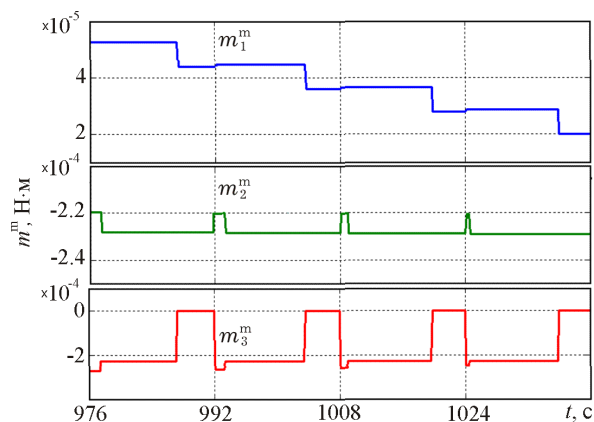


Рис. 9. Компоненты вектора механического момента МП

Заключение

Кратко рассмотрены приёмы моделирования и синтеза цифрового и широтно-импульсного управления в линейных стационарных системах при наличии временных запаздываний различных типов. Представлены результаты по цифровому гиросилловому управлению ориентацией мини-спутника землеобзора и по экономичному широтно-импульсному управлению магнитным приводом при разгрузке силового гироскопического комплекса.

Численные результаты были получены в программной системе *SIRIUS-S* [10], которая была реализована при участии автора. Автор благодарен С.А. Бутырину за плодотворное обсуждение статьи и рекомендации по представлению её результатов.

Литература

1. АЛТАПОВ А.П., ДРАНОВСКИЙ В.И., САЛТЫКОВ Ю.Д., ХОРОШИЛОВ В.С. *Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления*. - М.: Машиностроение, 1978. - 200 с.
2. ИВАНОВ В.А., ЮЩЕНКО А.С. *Теория дискретных систем автоматического управления*. - М.: Наука, 1983. - 336 с.
3. КОВАЛЕНКО А.П. *Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами*. - М.: Машиностроение, 1975. - 248 с.
4. КУЛЬБА В.В., МИКРИН Е.А., ПАВЛОВ Б.В., ПЛАТОНОВ В.Н. *Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов*. - М.: Наука, 2006. - 579 с.
5. СОМОВ Е.И. *Робастная стабилизация упругих космических аппаратов при неполном дискретном измерении и запаздывании в управлении* // Известия РАН. Теория и системы управления. - 2001. - № 2. - С. 124-143.
6. СОМОВ С.Е. *Динамика успокоения упругого спутника при широтно-импульсной модуляции управления двигателями* // Известия ВУЗ. Авиационная техника. - 2005. - № 4. - С. 17-23.
7. СОМОВ С.Е. *Широтно-импульсное управление магнитными и реактивными приводами при разгрузке силового гироскопического комплекса спутника* // Аналитическая механика, устойчивость и управление. Труды X международной Четаевской конференции. Казань: изд-во КГТУ-КАИ им. А.Н. Туполева. - 2012. - Т. 3, ч. II. - С. 364-367.

8. СОМОВ С.Е. *Моделирование движения упругого спутника // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем.* - 2007. - Т. 12, № 3 (25). - С. 75-84.
9. СТРЕЙЦ В. *Метод пространства состояний в теории линейных дискретных систем управления.* - М.: Наука, 1985. - 296 с.
10. SOMOV YE.I., BUTYRIN S.A., SOMOV S.YE., SOMOVA T.YE. *SIRIUS-S software environment for computer-aided designing of attitude control systems for small information satellites // Proceeding of 20th Saint Petersburg international conference on integrated navigation systems.* - Saint Petersburg: Concern "CSRI Elektropribor". - 2013. - P. 325-328.

ECONOMICAL PULSE-WIDTH CONTROL OF MAGNETIC DRIVER AT UNLOADING OF GYRO MOMENT CLUSTER FOR LAND-SURVEY MINI-SATELLITE ORIENTATION SYSTEM

Sergey Somov, Samara State Technical University, Samara, researcher (s_somov@mail.ru).

Abstract: Land-survey mini-satellites have mass from 100 up to 500 kg and are placed on orbits with altitude from 600 up to 800 km. For such spacecraft we consider problems on digital control of a gyro moment cluster and its economical unloading from accumulated angular momentum by pulse-width control of magnetic driver with a time delay.

Keywords: land-survey mini-satellite, pulse-width control, unloading.