УДК 629.78 : 681.51

ЭКОНОМИЧНАЯ РАЗГРУЗКА СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИНИ-СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА ПРИ ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОМ УПРАВЛЕНИИ С ЗАПАЗДЫВАНИЕМ

© 2014 Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов

Самарский научный центр Российской академии наук

Поступила в редакцию 09.12.2014

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 и электрореактивными двигателями с физическим запаздыванием.

Ключевые слова: спутник землеобзора, широтно-импульсное управление, запаздывание.

СОКРАЩЕНИЯ

ГД – гиродин; КА – космический аппарат; КДУ – комплексная двигательная установка; КМ – кинетический момент; МП – магнитный привод; ОСК – орбитальная система координат; ПМ –поворотный маневр; СБ –солнечная батарея; СГК – силовой гироскопический комплекс; ССК – связанная система координат; ЭРД – электрореактивный двигатель; ШИМ –широтно-импульсная модуляция.

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, а также плазменных ЭРД. Исследуемая система управления КА имеет астроинерциальную систему для определения углового положения и следующий состав исполнительных органов: СГК на основе трех гиродинов [1, гл. 4] с цифровым управлением, магнитный привод [2, 3], который создает вектор механического момента за счет взаимодействия с магнитным полем Земли, и КДУ на основе восьми ЭРД. Применяемая схема КДУ [4] обладает возможностью одновременно создавать векторы внешних сил и моментов произвольного направления в системе координат, связанной с корпусом спутника (ССК), за счет использования ШИМ [5] управления тягой ЭРД. Широтно-импульсное управление применяется также и для МП, но при формировании механического момента этого привода следует учитывать, что его значение в ССК существенно зависит от текущего направления вектора индукции магнитного поля Земли [6].

Силовой гироскопический комплекс является основным приводом для управления ориентацией КА, его разгрузка от накопленного КМ выполняется в общем случае при одновременной работе как МП, так и КДУ. При этом магнитный привод является основным, а КДУ – дополнительным приводом для гарантированной разгрузки СГК и основным исполнительным органом для управления орбитальным движением спутника. Одновременное создание векторов внешних сил и моментов произвольного направления с помощью КДУ является актуальной проблемой управления движением как крупногабаритных [7, 8], так и малых [9] информационных спутников.

В статье рассматриваются проблемы многократной [10] дискретной фильтрации и экономичного управления ориентацией мини-спутников землеобзора при разгрузке СГК с помощью МП и КДУ, когда имеются временные запаздывания различных типов [11-14]. В первом разделе представляется методика анализа устойчивости и синтеза цифрового и широтно-импульсного управления

Сомов Евгений Иванович, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник отдела "Динамика и управление движением" СамНЦ РАН.
E-mail: e_somov@mail.ru
Бутырин Сергей Анфимович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела "Динамика и управление движением" СамНЦ РАН.
E-mail: butyrinsa@mail.ru
Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела "Динамика и управление движением" СамНЦ РАН.
E-mail: s_somov@mail.ru

в непрерывно-дискретных системах с тремя типами запаздывания, которая далее применяется для решения задач управления силовым гироскопическим комплексом и его разгрузки.

1. УСТОЙЧИВОСТЬ МНОГОКРАТНЫХ СИСТЕМ С ЗАПАЗДЫВАНИЕМ

Вводится линейный стационарный объект с кусочно-постоянным управлением

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\,\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\,\mathbf{u}_k(t), \qquad \dot{\mathbf{u}}_k(t) = \mathbf{0};$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t - T_{zy}); \quad \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0, \qquad (1)$$

где $t \in T_0 \equiv [t_0, +\infty)$, $t_0 = 0$, вектор $\mathbf{x}(\mathrm{t}) \in \mathbf{R}^{\mathrm{n}}$ описывает состояние объекта, вектор-функция управления $\mathbf{u}_k(t) = \{\mathrm{u}_{\mathrm{j}k}(t)\} \in \mathbf{R}^{\mathrm{r}}$ с определением $\mathbf{u}_k(t_k) = \mathbf{u}_k = \mathbf{v}_{k\text{-}1}$ и $\mathbf{u}_k(t_k + T_{zu}) = \mathbf{u}_{k+1} = \mathbf{v}_k$ вычисляется в дискретные моменты времени $t_k + T_{zu}$ и далее при ШИМ управления с физическим запаздыванием T_{zu}, где $0 \le T_{zu} < T_u$, формируется как

$$\mathrm{u}_{\mathrm{j}k}(t) = \mathrm{U}_{\mathrm{j}}^{\mathrm{m}}\ \mathrm{PWM}(t - T_{zu}, t_k, \tau_m, \mathrm{v}_{\mathrm{j}k});$$

$$\mathrm{U}_{\mathrm{j}}^{\mathrm{m}} = \mathrm{const} > 0 \qquad (2)$$

$$\mathrm{PWM}(t, t_k, \tau_m, \mathrm{v}_{\mathrm{j}k}) \equiv \begin{cases} \mathrm{sign}\,\mathrm{v}_{\mathrm{j}k} & t \in [t_k, t_k + \tau_{\mathrm{j}k}) \\ 0 & t \in [t_k + \tau_{\mathrm{j}k}, t_{k+1}) \end{cases};$$

$$\tau_{\mathrm{j}k} = \begin{cases} 0 & |\mathrm{v}_{\mathrm{j}k}| \le \tau_m \\ \mathrm{sat}(T_u, |\mathrm{v}_{\mathrm{j}k}|) & |\mathrm{v}_{\mathrm{j}k}| > \tau_m \end{cases}, \quad t_k = k\,T_u,$$

$k \in \mathrm{N}_0 \equiv \{0, 1, 2, 3, \ldots\}$. Вектор $\mathbf{v}_{\mathrm{k}} = \{\mathrm{v}_{\mathrm{j}k}\} \in \mathbf{R}^{\mathrm{r}}$ представляет дискретную текущую 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 $\mathrm{Zh}(t, t_k, \mathrm{v}_{\mathrm{jk}}) \equiv \mathrm{v}_{\mathrm{jk}} = \mathrm{const}\ \forall t \in T_k \equiv [t_k, t_{k+1})$ представляется в виде

$$\mathbf{u}_k(t) = \{\mathrm{u}_{\mathrm{j}k}(t)\};$$

$$\mathrm{u}_{\mathrm{j}k}(t) = \mathrm{Zh}(t - T_{zu}, t_k, \mathrm{v}_{\mathrm{j}k}) =$$

$$= \begin{cases} \mathrm{v}_{\mathrm{j}k-1}, & t \in [t_k, t_k + T_{zu}) \\ \mathrm{v}_{\mathrm{j}k}, & t \in [t_k + T_{zu}, t_{k+1}) \end{cases}. \qquad (3)$$

Измерение $\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t - T_{zy})$ состояния объекта (1) является неполным и выполняется только в моменты времени $t_s = sT_q$, $s \in \mathrm{N}_0$ с периодом $T_q \le T_u$, 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

$$\mathbf{y}(t'_k) \equiv \mathbf{y}(kT_u + n_{\mathrm{v}c}T_q) =$$

$$= \mathbf{C}\mathbf{x}((k+1)T_u - (n_{zy} + n_{zc})T_q), \qquad (4)$$

где $n_q = T_u / T_q$; $T_{\mathrm{v}c} = T_u - T_{zc}$; $n_{\mathrm{v}c} = \mathrm{E}[T_{\mathrm{v}c} / T_q]$; $n_{zc} = n_q - n_{\mathrm{v}c}$; $k = \mathrm{E}[s / n_q]$, $\mathrm{E}[\cdot]$ – символ целой части, причем в общем случае $T_{zc} \ne T'_{zc} \equiv n_{zc}T_q$. Пусть при вычислении вектора дискретной команды управления $\mathbf{v}_k$ применяется дискретный фильтр рекуррентного типа

$$\tilde{\mathbf{x}}_{s+1} = \tilde{\mathbf{A}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{B}}\mathbf{y}_s, \ \tilde{\mathbf{x}}_{\mathrm{s}} \in \mathbf{R}^{\mathrm{m}}; \quad \tilde{\mathbf{y}}_s = \tilde{\mathbf{C}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{D}}\mathbf{y}_s;$$

$$\mathbf{y}_s, \tilde{\mathbf{y}}_s \in \mathbf{R}^l, \ s \in \mathrm{N}_0 \qquad (5)$$

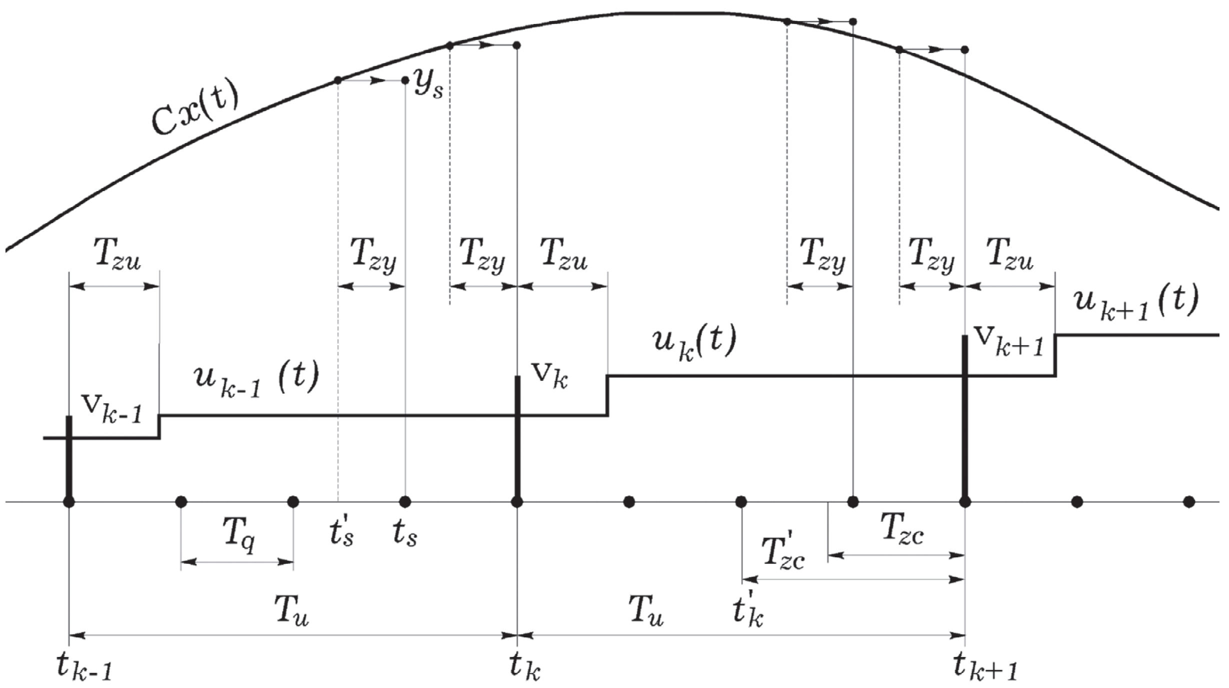

Рис. 1. Схема формирования управления с 3-мя видами запаздывания

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

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}=\mathbf{A}_{0\mathrm{d}}\hat{\mathbf{x}}_k+\mathbf{B}_{0\mathrm{d}}\mathbf{v}_k+\mathbf{Q}_{0\mathrm{d}}\mathbf{y}_k^{\mathrm{f}},\quad \hat{\mathbf{x}}_k\in\mathbf{R}^p;$$

$$\mathbf{v}_{k+1}=\mathbf{K}_{\mathrm{u}}(\mathbf{r}_{k+1}-\boldsymbol{\chi}\mathbf{C}_0\hat{\mathbf{x}}_{k+1})\,, \qquad (6)$$

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

$$\mathbf{x}_{k+1}=\mathbf{A}_{\mathrm{d}}\mathbf{x}_k+\mathbf{A}_{\mathrm{d}}^{\nu_{\mathrm{u}}}\mathbf{B}_{\mathrm{d}}^{\varepsilon_{\mathrm{u}}}\mathbf{u}_k+\mathbf{B}_{\mathrm{d}}^{\nu_{\mathrm{u}}}\mathbf{v}_k;$$

$$\mathbf{u}_{k+1}=\mathbf{v}_k,\quad k\in\mathrm{N}_0, \qquad (7)$$

где $T_{vu}=T_u-T_{zu}$; $\varepsilon_{\mathrm{u}}=T_{zu}/T_u$; $\nu_{\mathrm{u}}=T_{vu}/T_u=1-\varepsilon_{\mathrm{u}}$; $\mathbf{A}_{\mathrm{d}}=\exp(T_u\mathbf{A})=\mathbf{A}_{\mathrm{d}}^{\nu_{\mathrm{u}}}\mathbf{A}_{\mathrm{d}}^{\varepsilon_{\mathrm{u}}}$; $\mathbf{A}_{\mathrm{d}}^{\varepsilon_{\mathrm{u}}}=\exp(T_{zu}\mathbf{A})$;

$\mathbf{A}_{\mathrm{d}}^{\nu_{\mathrm{u}}}=\exp(T_{vu}\mathbf{A})$; $\mathbf{B}_{\mathrm{d}}^{\varepsilon_{\mathrm{u}}}=\int_0^{T_{zu}}\exp(\tau\mathbf{A})\,\mathrm{d}\tau\,\mathbf{B}$;

$\mathbf{B}_{\mathrm{d}}^{\nu_{\mathrm{u}}}=\int_0^{T_{vu}}\exp(\tau\mathbf{A})\mathrm{d}\tau\,\mathbf{B}$.

Непрерывно-дискретный объект (1) с ШИМ управления (2) является нелинейным, возможно лишь приближенное представление этого объекта в виде линейной дискретной модели. При $\tau_m=0, T_{zu}=0$ и $\mathbf{x}_k\equiv\mathbf{x}(t_k)$; $\mathbf{u}_k\equiv\mathbf{u}_k(t_k)$ получается нелинейное разностное уравнение вида $\mathbf{x}_{k+1}=\mathbf{A}_{\mathrm{d}}\mathbf{x}_k+\Sigma\mathbf{Q}(\tau_{\mathrm{j}k})\,\mathbf{b}_{\mathrm{j}}\,\mathrm{U}_{\mathrm{j}}^{\mathrm{m}}\,\mathrm{sign}\,\mathrm{v}_{\mathrm{j}k}$, где

$\tau_{\mathrm{j}k}=\mathrm{sat}(T_u,|\mathrm{v}_{\mathrm{j}k}|)$; $\mathbf{Q}(\tau)\equiv\exp((T_u-\tau)\mathbf{A})\int_0^{\tau}\exp(t\mathbf{A})\,dt$.

С использованием свойств матричной экспоненты и интеграла от нее имеем $\mathbf{Q}(\tau)=\mathbf{A}_{\mathrm{d}}(\mathbf{I}-(\mathbf{A}\tau)/2!+(\mathbf{A}\tau)^2/3!-\cdots)\tau$. Поэтому предполагая выполнение условий $\tau_{\mathrm{j}k}<<T_u$; $T_u<<2\pi/|\lambda_i|$, где λ_i – собственные значения матрицы $\mathbf{A}$ в (1), выделяется линейная часть матриц $\mathbf{Q}(\tau_{ik})$ по отношению к $\tau_{jk}=|\mathrm{v}_{jk}|$ и выполняется линеаризация ШИМ управления, т.е. получается линейная дискретная модель движения объекта в виде $\mathbf{x}_{k+1}=\mathbf{A}_{\mathrm{d}}\mathbf{x}_k+\mathbf{B}_{\mathrm{d}}\mathbf{v}_k$, где матрица $\mathbf{B}_{\mathrm{d}}=\mathbf{A}_{\mathrm{d}}\mathbf{B}\,\mathrm{diag}\{\mathrm{U}_{\mathrm{j}}^{\mathrm{m}}\}$. Линеаризованная дискретная модель объекта (1) с ШИМ управления (2) при $\tau_m=0$ и *учетом запаздывания* также имеет представление (7), но с матрицами $\mathbf{B}_{\mathrm{d}}^{\varepsilon_{\mathrm{u}}}=\varepsilon_{\mathrm{u}}\mathbf{A}_{\mathrm{d}}\,\mathbf{B}\,\mathrm{diag}\{\mathrm{U}_{\mathrm{j}}^{\mathrm{m}}\}$ и $\mathbf{B}_{\mathrm{d}}^{\nu_{\mathrm{u}}}=\nu_{\mathrm{u}}\mathbf{A}_{\mathrm{d}}\,\mathbf{B}\,\mathrm{diag}\{\mathrm{U}_{\mathrm{j}}^{\mathrm{m}}\}$.

При векторе команды $\mathbf{r}_k=\mathbf{0}$ определение устойчивости нулевого решения $\mathbf{x}(t)=\mathbf{0}$, $t\in T_0$; $\widetilde{\mathbf{x}}_s=\mathbf{0}$; $\hat{\mathbf{x}}_k=\mathbf{0}$, $s,k\in\mathrm{N}_0$ 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 физическом формировании управления T_{zu}), используются методы пространства состояний линейных систем управления [7-9], а также классические 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 этой задачи представлено в [10], в результате получаются дискретные модели как замкнутой, так и разомкнутой системы по любого из компонентов выходного вектора относительно любого компонента входного вектора $\mathbf{r}_k$. Это позволяет выполнить параметрический синтез дискретного фильтра (5) и динамического регулятора (6) для дискретного объекта (7) с цифровым либо линеаризованным управлением с ШИМ и с учетом всех указанных видов запаздывания.

2. МОДЕЛЬ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В дополнение к ССК $Oxyz$ вводятся инерциальная и орбитальная (ОСК) системы координат. Ориентация ССК в инерциальной системе координат определяется кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}=(\lambda_0,\boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda}=\{\lambda_1,\lambda_2,\lambda_3\}$, а относительно ОСК $\mathrm{O}x^{\mathrm{o}}y^{\mathrm{o}}z^{\mathrm{o}}$ – кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{o}}$ и вектором-столбцом $\boldsymbol{\phi}=\{\phi_1,\phi_2,\phi_3\}$, который составлен из углов рыскания $\phi_1=\psi$, крена $\phi_2=\varphi$ и тангажа $\phi_3=\theta$.. Орбита КА считается известной, вектор возмущающих моментов $\mathbf{M}^{\mathrm{d}}$ представляется аналитической зависимостью только от кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}^{\mathrm{o}}$ ориентации спутника в ОСК. Пусть $\boldsymbol{\omega}(t)$ представляет вектор абсолютной угловой скорости корпуса КА, $\dot{\mathbf{v}}_o^o=\{0,0,\dot{\nu}_{\mathrm{o}}\}$ – вектор угловой скорости орбитального движения КА в ОСК, где $\nu_{\mathrm{o}}(t)$ – истинная аномалия. Далее применяются стандартные обозначения $\langle\cdot,\cdot\rangle$, $\{\cdot\}\equiv\mathrm{col}(\cdot)$, $[\cdot]\equiv\mathrm{line}(\cdot)$ для векторов, $[\mathbf{a}\times]$, ?.? $\equiv\mathrm{diag}\,(\cdot)$, $(\cdot)^{\mathrm{t}}$ для матриц и $(\circ)$, $(\tilde{\cdot})$ для кватернионов. Пусть $\boldsymbol{\Lambda}^p(t)$ и $\boldsymbol{\omega}^p(t)=\{\omega_i^p(t)\}$ представляют кватернион и вектор угловой скорости корпуса КА при его программном движении. Тогда кватернион $\mathbf{E}$ рассогласования формируется в виде $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda$, вектор параметров Эйлера $\boldsymbol{E} = \{e_0, \mathbf{e}\}$ и матрица погрешности ориентации $\mathbf{C}_e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_e$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 \mathbf{e}_0 + [\mathbf{e}\times]$ с определителем $\det(\mathbf{Q}_e) = e_0$. При этом вектор $\delta\omega$ погрешности угловой скорости определяется в ССК как $\delta\omega = \omega - \mathbf{C}_e \omega^p(t)$.

При получении моделей движения упругого КА 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. 2) с применением стандартных обозначений имеет вид

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega/2; \quad \dot{\Lambda}^{\mathrm{o}} = (\Lambda^{\mathrm{o}} \circ \omega - \dot{\mathbf{v}}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{o}} \circ \Lambda^{\mathrm{o}})/2,$$

$$\mathbf{A}^{\mathrm{o}}\{\dot{\omega}, \ddot{\mathbf{q}}, \ddot{\beta}\} = \{\mathbf{F}^{\omega}, \mathbf{F}^{\mathrm{q}}, \mathbf{F}^{\beta}\}, \qquad (8)$$

$$\mathbf{F}^{\omega} = -\mathbf{A}_{\mathrm{H}}(\beta)\,\dot{\beta} - \omega \times \mathbf{G} + \mathbf{M}^{\mathrm{m}} + \mathbf{M}^{\mathrm{e}} + \mathbf{M}^{\mathrm{d}};$$

$$\mathbf{A}_{\mathrm{H}}(\beta) = [\partial \mathsf{H}(\beta))/\partial\beta]; \quad \mathbf{G} = \mathbf{G}^{\mathrm{o}} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}_g \dot{\beta};$$

$$\mathbf{F}^{\mathrm{q}} = \{-a_j^{\mathrm{q}}((\delta^{\mathrm{q}}/\pi)\Omega_j^{\mathrm{q}} \dot{q}_j + (\Omega_j^{\mathrm{q}})^2 q_j)\}; \; \omega = \{\omega_i\};$$

$$\mathbf{q} = \{q_j\}; \; \beta = \{\beta_i\}; \; \mathbf{G}^{\mathrm{o}} = \mathbf{J}\,\omega + \mathsf{H}(\beta);$$

$$\mathbf{F}^{\beta} = \mathbf{A}_{\mathrm{H}}^{\mathrm{t}}(\beta)\,\omega + \mathbf{M}_b^g + \mathbf{M}_f^g + \mathbf{M}^g; \quad \mathbf{M}_b^g = \{m_{bi}^g\};$$

$$\mathbf{M}_f^g = \{m_{fi}^g\}; \; \mathbf{M}^g = \{m_i^g(t)\}; \; \mathsf{H}(\beta) = \Sigma \mathbf{H}_i(\beta_i);$$

$$\mathbf{A}^{\mathrm{o}} = \begin{bmatrix} \mathbf{J} & \mathbf{D}_q & \mathbf{D}_g \\ \mathbf{D}_q^{\mathrm{t}} & \mathbf{A}^q & \mathbf{0} \\ \mathbf{D}_g^{\mathrm{t}} & \mathbf{0} & \mathbf{A}^g \end{bmatrix}; \; \mathbf{A}_{\mathrm{H}}(\beta) = H \begin{bmatrix} -C_1 & aS_2 & -aS_3 \\ -aS_1 & -C_2 & aS_3 \\ aS_1 & -aS_2 & -C_3 \end{bmatrix};$$

$$\mathsf{H}(\beta) = H \begin{bmatrix} -S_1 - aC_2 + aC_3 \\ aC_1 - S_2 - aC_3 \\ -aC_1 + aC_2 - S_3 \end{bmatrix}; \; \mathbf{A}^q = [\,a_j^{\mathrm{q}}\,]; \; \mathbf{A}^g = J_g \mathbf{I}_3;$$

$$\mathbf{D}_g = a\,J_g \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}; \quad \begin{array}{l} S_i \equiv \sin\beta_i; \\ C_i \equiv \cos\beta_i; \; ; \\ a = \cos(\pi/4); \end{array}$$

$$m_{bi}^g = \begin{cases} 0 & |\dot{\beta}_i| \le \dot{\beta}_g^{\mathrm{o}} \\ b_i^g(\dot{\beta}_i - \dot{\beta}_g^{\mathrm{o}} \operatorname{sign} \dot{\beta}_i) & |\dot{\beta}_i| > \dot{\beta}_g^{\mathrm{o}} \end{cases};$$

$$m_{fi}^g = \mathrm{Sat}(m_g^{\mathrm{f}}, \dot{\beta}_i/\dot{\beta}_g^{\mathrm{o}}); \; m_i^g(t) = \mathrm{Zh}[m_g^{\mathrm{m}}, \mathrm{Sat}(\mathrm{Qntr}(m_g^{\mathrm{o}}, m_{ik}^g)), T_u];$$

где вектор $\mathbf{M}^g(\mathbf{m}_k^g) = \{m_i^g(t)\}$ представляет механические моменты приводов по осям подвеса ГД, которые формируются по значениям вектора $\mathbf{m}_k^g = \{m_{ik}^g\}$ команд цифрового управления с периодом T_u.

Вектор управляющего момента $\mathbf{M}^g$, передаваемый СГК на корпус КА, вычисляется как $\mathbf{M}^g = -\mathbf{A}_{\mathrm{H}}(\beta)\,\dot{\beta}$. Вектор механического момента МП $\mathbf{M}^{\mathrm{m}}$ формируется по соотношению $\mathbf{M}^{\mathrm{m}}(t) = \{m_i^{\mathrm{m}}(t)\} = -\mathbf{L}(t) \times \mathbf{B}(t)$, 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 $T_u^{\mathrm{m}} >> T_u$ имеет компоненты $l_i(t) \in (-1^{\mathrm{m}}, 0, 1^{\mathrm{m}})$ $\forall t \in [t_n, t_{n+1}]$, $t_{n+1} = t_n + T_u^{\mathrm{m}}$; $t_n = n\,T_u^{\mathrm{m}}$, $n \in \mathrm{N}_0$. На рис. 3 представлена схема КДУ на основе восьми ЭРД [4]. Здесь орты $\mathbf{e}_p$ осей сопел ЭРД имеют в ССК представления в виде столбцов

$$\mathbf{e}_1 = -\mathbf{e}_8 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ C_\alpha S_\beta \\ S_\alpha \end{bmatrix}; \quad \mathbf{e}_2 = -\mathbf{e}_7 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ C_\alpha S_\beta \\ -S_\alpha \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{e}_3 = -\mathbf{e}_6 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ -C_\alpha S_\beta \\ S_\alpha \end{bmatrix}; \quad \mathbf{e}_4 = -\mathbf{e}_5 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ -C_\alpha S_\beta \\ -S_\alpha \end{bmatrix},$$

где $S_x = \sin x$, $C_x = \cos x$, $x = \alpha^{\mathrm{e}}, \beta^{\mathrm{e}}$. Обозначим радиус-вектор точки O_p приложения вектора тяги p-го ЭРД как ρ_p, которые в ССК представляются векторами-столбцами

$$\rho_1 = \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \; \rho_2 = \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ -b_z \end{bmatrix}; \; \rho_3 = \begin{bmatrix} b_x \\ -b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \; \rho_4 = \begin{bmatrix} b_x \\ -b_y \\ -b_z \end{bmatrix};$$

$$\rho_5 = \begin{bmatrix} -b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \; \rho_6 = \begin{bmatrix} -b_x \\ b_y \\ -b_z \end{bmatrix}; \; \rho_7 = \begin{bmatrix} -b_x \\ -b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \; \rho_8 = \begin{bmatrix} -b_x \\ -b_y \\ -b_z \end{bmatrix}.$$

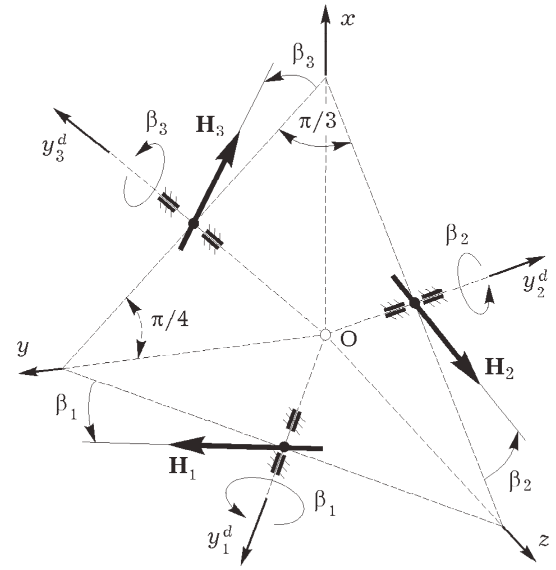

Рис. 2. Схема *Star* СГК на основе 3 ГД

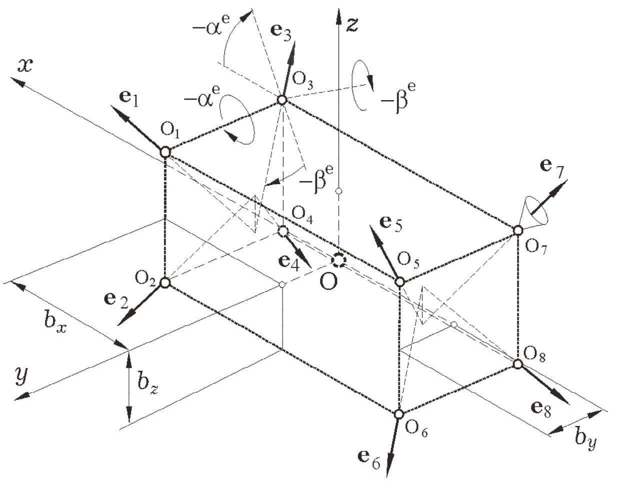

Рис. 3. Схема КДУ на основе 8 ЭРД

Каждый ЭРД имеет ШИМ тяги $p_p(t) = \mathrm{P^m\,PWM}(t - T^{\mathrm{e}}_{zu}, t_r, \tau_m, \mathrm{v}_{pr}) \quad \forall t \in [t_r, t_{r+1}]$ с периодом $T^{\mathrm{e}}_u >> T_u$ и запаздыванием T^{e}_{zu} $t_{r+1} = t_r + T^{\mathrm{e}}_u$; $t_r = rT^{\mathrm{e}}_u$, $r \in \mathrm{N}_0$, где $\mathrm{P^m}$ – номинальное значение тяги, одинаковое для всех ЭРД. В ССК вектор тяги p-го ЭРД вычисляется по формуле $\mathbf{P}_p(t) = -p_p(t)\mathbf{e}_p$, а векторы силы $\mathbf{R}^{\mathrm{e}}$ и момента $\mathbf{M}^{\mathrm{e}}$ КДУ – по соотношениям $\mathbf{R}^{\mathrm{e}} = \Sigma \mathbf{P}_p(t)$ и $\mathbf{M}^{\mathrm{e}} = \Sigma[\boldsymbol{\rho}_p \times]\mathbf{P}_p(t)$.

3. ДИСКРЕТНАЯ ФИЛЬТРАЦИЯ ИЗМЕРЕНИЙ И ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Применяемый дискретный рекуррентный фильтр измерений с периодом T_q имеет дискретную передаточную функции $\mathrm{W_f(z_q)} = (1 + \mathrm{b^f_1})/(1 + \mathrm{b^f_1 z_q^{-1}})$, $\mathrm{z_q} \equiv \exp(\mathrm{s}\,T_q)$ с условием $\mathrm{W_f}(1) = 1$, где $\mathrm{b^f_1} \equiv -\exp(-T_q/T_{\mathrm{f}})$ и T_{f} – постоянная времени фильтра. Фильтрация дискретного рассогласования по части вектора параметров Эйлера $\boldsymbol{E}_s = \{\mathrm{e}_{0s}, \mathbf{e}_s\}$ выполняется с периодом квантования T_q согласно (5) в виде $\tilde{\mathbf{x}}_{s+1} = \tilde{\mathbf{A}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{B}}\mathbf{e}_s$; $\mathbf{e}^{\mathrm{f}}_s = \tilde{\mathbf{C}}\tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{D}}\mathbf{e}_s$, $s \in \mathrm{N}_0$ с выходным сигналом $\mathbf{e}^{\mathrm{f}}_k$, где диагональные матрицы $\tilde{\mathbf{A}}, \tilde{\mathbf{B}}, \tilde{\mathbf{C}}, \tilde{\mathbf{D}}$ имеют элементы $\tilde{a}_i = -\mathrm{b^f_1}$; $\tilde{b}_i = \mathrm{b^f_1}$; $\tilde{c}_i = -(1 + \mathrm{b^f_1})$; $\tilde{d}_i = (1 + \mathrm{b^f_1})$.

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

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 50 & -5 & 0 \\ -5 & 130 & \mathbf{0} \\ 0 & \mathbf{0} & 100 \end{bmatrix}; \quad \begin{array}{l} a^{\mathrm{q}}_j = (25.67 \quad 28.94 \quad 22.54); \\ \Omega^{\mathrm{q}}_j = (0.8 \quad 2.2 \quad 3.6); \\ \delta^{\mathrm{q}} = 0.005;\ J_{\mathrm{g}} = 0.05;\ H = 2. \end{array}$$

При таких параметрах гиросиловая система имеет собственные частоты нутации Ω^{n}_i по каналам в виде набора значений $(\Omega^{\mathrm{n}}_i) = (1.42 \quad 0.88 \quad 1)$ р/с, поэтому при выборе коэффициентов демпфирования в виде $b^g_i = 2\xi\Omega^{\mathrm{n}}_i J_g$ со значением $\xi = 0.8$ СГК обладает существенными демпфирующими свойствами, обусловленными силовым гироскопическим связыванием движений гиродинов и упругих колебаний конструкции КА. В контуре цифрового управления ориентацией КА вектор углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}$ представляется как $\boldsymbol{\varepsilon} = \delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{-2\mathrm{e}_0\mathbf{e}\}$. Его дискретно измеренные и отфильтрованные значения $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{f}}_k$ используются в нелинейном векторном законе цифрового управления СГК $\mathbf{m}^g_k = \mathbf{m}^g_k(\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{f}}_k, \boldsymbol{\beta}_k, \boldsymbol{\omega}^p_k) = \{m^g_{ik}\}$, представленного с векторной “рабочей” переменной $\mathbf{g}$ в дискретной рекуррентной форме

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{g}_k + \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{f}}_k; \quad \mathbf{m}^g_k = -\mathbf{A}^{\mathrm{t}}_{\mathrm{H}}(\boldsymbol{\beta}_k)\,(\boldsymbol{\omega}^p_k + \mathbf{K}^g(\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{f}}_k + a_g\,\mathbf{g}_k)). \quad (9)$$

Здесь диагональная матрица $\mathbf{K}^g = [\,k^g_i\,]$ и скалярный параметр $a_g = T_u / T_{\mathrm{I}}$, где T_{I} является постоянной времени изодрома. Параметры данного закона были синтезированы по методике раздела 1, с учетом запаздывания при измерении $T_{zy} = 0.125$ с. Для значений $k^g_i = 0.25$, $T_u = 2$ с и $T_{\mathrm{I}} = 22$ с были рассчитаны переходные процессы в гиросиловой системе стабилизации спутника, замкнутой нелинейным законом управления СГК (9), результаты представлены на рис. 4. Здесь начальные условия при $t = 0$ заданы в виде $\phi(0) = 1$ град. по углам ориентации КА и нулевые условия по всем остальным переменным, использованы параметры ГД $\dot{\beta}^{\mathrm{o}}_g = 5\ 10^{-6}$ р/с, $m^{\mathrm{f}}_g = 10^{-3}$ Нм и учтен дискретный шум с нормальным законом распределения при измерении углового положения спутника в каждом канале со среднеквадратичным отклонением $\sigma^{\mathrm{m}} = 10$ угл. сек. Нетрудно убедиться, что переходные процессы по углам ориентации и угловым скоростям корпуса спутника имеют приемлемые показатели демпфирования упругих конструкции КА и время регулирования составляет ≈ 30 с.

Нелинейный цифровой закон управления СГК (9) был исследован применительно к мини-спутнику землеобзора на солнечно-синхронной

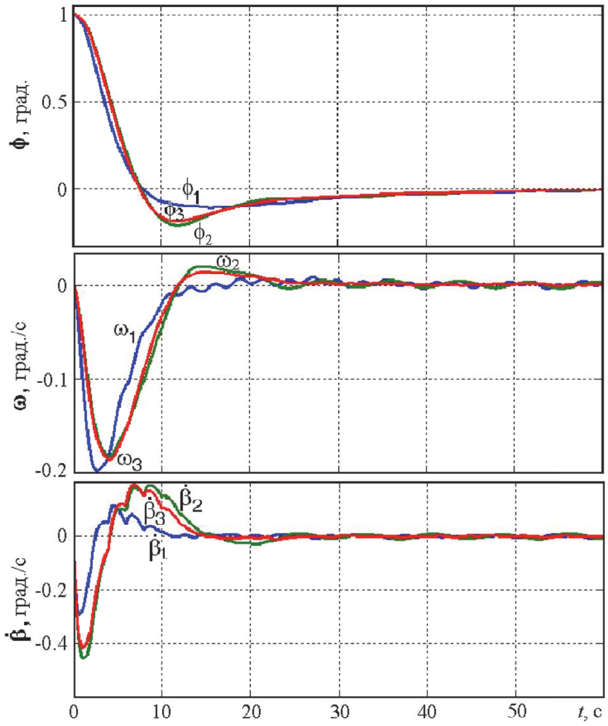

Рис. 4. Процессы в замкнутой системе

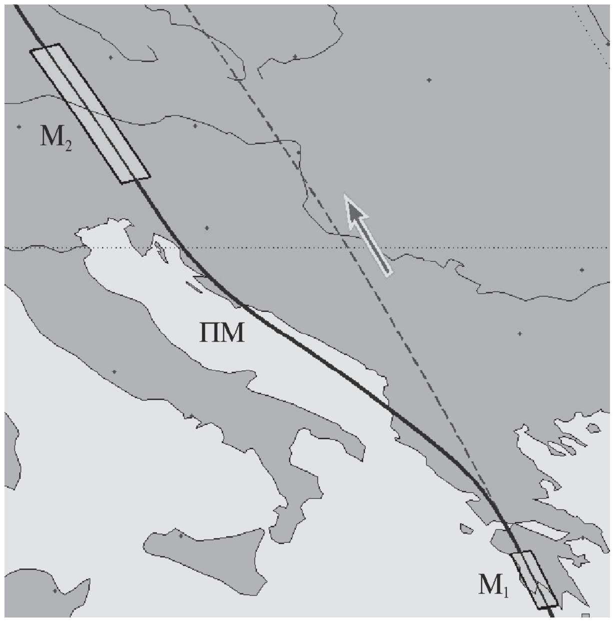

Рис. 5. Схема землеобзора с 2 маршрутами

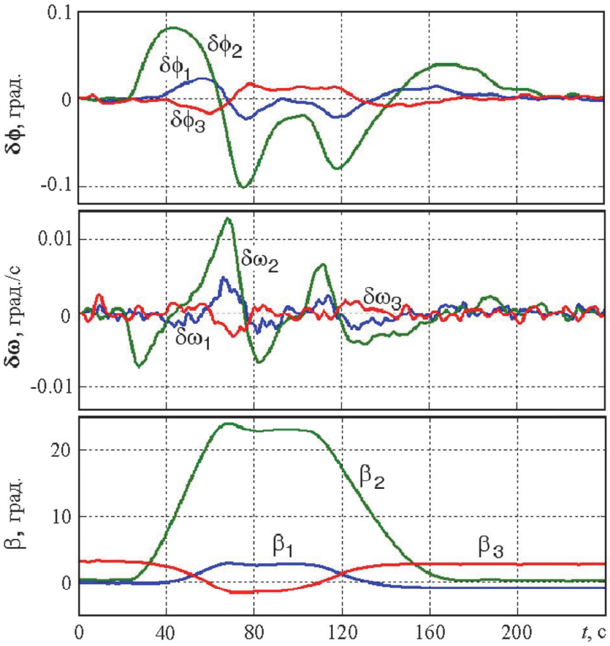

Рис. 6. Ошибки стабилизации и углы ГД

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 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 $|\boldsymbol{\omega}(t)| \leq 0.35$ 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 трех ГД.

4. ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ МАГНИТНЫМ ПРИВОДОМ

Как отмечено выше, МП является основным исполнительным органом системы разгрузки СГК от накопленного КМ. Будем считать, что при $t_n = n\,T_u^{\mathrm{m}}$ $\forall t \in [t_n, t_{n+1}]$ известны значение $\mathbf{B}(t)$ вектора индукции магнитного поля Земли и значение потребного уменьшения вектора накопленного КМ СГК $\mathbf{H}_n^a$. Тогда определяется значение потребного *импульса* момента $\mathbf{M}_n^p$ разгрузки СГК как $\mathbf{M}_n^p = -\mathbf{H}_n^a$, вычисляются орты $\mathbf{b}_n \equiv \mathbf{B}_n / \|\mathbf{B}_n\|$, $\mathbf{m}_n \equiv -\mathbf{H}_n^a / \|\mathbf{H}_n^a\|$ и мера их близости $\kappa = \langle \mathbf{b}_n, \mathbf{m}_n \rangle$. Импульс момента $\mathbf{M}_n^p$ распределяется между МП и КДУ в форме $\mathbf{M}_n^p = \mathbf{M}_n^{p\mathrm{m}} + \mathbf{M}_n^{p\mathrm{e}}$, где $\mathbf{M}_n^{p\mathrm{m}} = \mathbf{b}_n \times (\mathbf{M}_n^p \times \mathbf{b}_n)$ и вектор $\mathbf{M}_n^{p\mathrm{e}} = \mathbf{b}_n \langle \mathbf{M}_n^p, \mathbf{b}_n \rangle$. Анализируя зависимость вектора $\mathbf{M}_n^{p\mathrm{m}}$ от орта $\mathbf{b}_n$ и вектора $\mathbf{M}_n^p = -\mathbf{H}_n^a$ с ортом $-\mathbf{m}_n$, нетрудно сообразить, что при $|\kappa| = 1$ получается $\mathbf{M}_n^{p\mathrm{m}} = \mathbf{0}$, т.е. в такой ситуации МП не способен создавать механический момент в требуемом направлении. Поэтому принята такая логика применения КДУ: если $|\kappa| \leq \cos(\pi/3) = 1/2$, то КДУ не включается, так как ресурсы МП допускают эффективную разгрузку СГК. Этот прием обеспечивает экономию расхода топлива КДУ. Вектор импульса $\mathbf{L}_n^p = \{l_{in}^p\}$ потребного электромагнитного момента МП определяется как $\mathbf{L}_n^p = \mathbf{b}_n \times \mathbf{M}_n^{pm} / \|\mathbf{B}_n\|$, при этом вычисляются значения $s_{in} = \operatorname{sign} l_{in}^p$, $\tilde{\tau}_{in} = l_{in}^p / 1^{\mathrm{m}}$ и далее если $\max(\tilde{\tau}_{in}) = \tilde{\tau}_{in}^{\mathrm{m}} > T_u^{\mathrm{m}}$, то формируются значения $\tau_{in} = T_u^{\mathrm{m}} \tilde{\tau}_{in} / \tilde{\tau}_{in}^{\mathrm{m}}$, которые вместе со значениями s_{in} используются при ШИМ управления магнитным приводом. При этом обеспечивается экономичность МП в отношении потребляемой энергии, в среднем ≈ 35 % в сравнении со стандартными релейно-логическими законами управления МП [2,3]. В качестве примера, пусть в ССК задан вектор накопленного КМ СГК в виде вектора-столбца $\mathbf{H}^a = \{1,1,1\}$ Нм и корпус минуспутника стабилизируется в ОСК. При значении $1^{\mathrm{m}} = 10$ Ам^2 и периоде ШИМ управления МП $T_u^{\mathrm{m}} = 16$ с на рис. 7 представлены компоненты $l_i(t)$ вектора электромагнитного момента $\mathbf{L}(t)$ МП, а на рис. 8 – компоненты $m_i^{\mathrm{m}}(t)$ вектора его механического момента $\mathbf{M}^{\mathrm{m}}(t)$ в ССК. Отметим, что такая магнитная разгрузка выполняется на интервале времени $t \in [978, 1040]$ с при значениях $|\kappa| \leq 1/2$.

5. ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Орты $\mathbf{r}_p$ векторов $\boldsymbol{\rho}_p$ вычисляются как $\mathbf{r}_p = \boldsymbol{\rho}_p / \rho$, $\rho = \sqrt{b_x^2 + b_y^2 + b_z^2}$. При обозначениях $\boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\}$; $\mathbf{D}^{\mathrm{e}} = \{[\mathbf{e}_p], [\mathbf{r}_p \times \mathbf{e}_p]\}$; $\tilde{\mathbf{r}}^{pg} = \mathbf{R}^{pg} / \mathrm{P}^{\mathrm{m}}$; $\tilde{\mathbf{m}}^{pg} = \mathbf{M}^{pg} / (\mathrm{P}^{\mathrm{m}} \rho)$; $\mathbf{t}^{pg} = \{\tilde{\mathbf{r}}^{pg}, \tilde{\mathbf{m}}^{pg}\}$, где векторы $\mathbf{R}^{pg}$ и $\mathbf{M}^{pg}$ представляют *импульсы* векторов сил $\mathbf{R}^{\mathrm{e}}$ и моментов $\mathbf{M}^{\mathrm{e}}$ КДУ, заданные в ССК, проблема заключается в решении уравнения $\mathbf{D}^{\mathrm{e}} \boldsymbol{\tau}_r = \mathbf{t}^{pg}$, где $\boldsymbol{\tau}_r \in R_+^8$ и $\mathbf{t}^{pg} \in R^6$, относительно компонентов вектора-столбца $\boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\}$ при условии $0 \leq \tau_{pr} \leq T_u^{\mathrm{e}} \quad \forall p = 1 \div 6$, когда матрица $\mathbf{D}^{\mathrm{e}}$ и вектор-столбец $\mathbf{t}^{pg} \in R^6$ заданы. С применением псевдообратной матрицы $(\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\#} \equiv (\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\mathrm{t}} (\mathbf{D}^{\mathrm{e}} (\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\mathrm{t}})^{-1}$ разработанный закон распределения длительностей τ_{pr} тяги всех 8 ЭРД в составе КДУ на каждом полуинтервале ШИМ управления с периодом T_u^{e} при указанных условиях имеет следующую алгоритмическую форму:
$\hat{\boldsymbol{\tau}}_r \cong \{\hat{\tau}_{pr}\} = (\mathbf{D}^{\mathrm{e}})^{\#} \mathbf{t}^{pg}$; $\quad \tilde{\tau}_{pr} =: \hat{\tau}_{pr} - \min(\hat{\tau}_{pr})$;
if $q \equiv \max(\tilde{\tau}_{pr}) > T_u^{\mathrm{e}}$ *then* $\tau_{pr} = \tilde{\tau}_{pr} - T_u^{\mathrm{e}} \tilde{\tau}_{pr} / q$

Рис. 9 представляет результаты имитации ШИМ управления тягой 8 ЭРД КДУ при параметрах $b_x = 1$ м, $b_y = 0.7$ м, $b_z = 0.6$ м; $\alpha^{\mathrm{e}} = \pi/3$, $\beta^{\mathrm{e}} = \pi/6$; $T_u^{\mathrm{e}} = 16$ с; $\tau_{\mathrm{m}} = 0.25$ с; $T_{zu}^{\mathrm{e}} = 0.25$ с; $\mathrm{P}^{\mathrm{m}} = 0.083$ Н, когда заданы векторы импульсов силы $\mathbf{R}^{pg} = \{2,4,-2\}$ Нс и момента $\mathbf{M}^{pg} = \{1,1,1\}$ Нмс. Если вектор потребного импульса силы $\mathbf{R}^{pg} = \mathbf{0}$, то КДУ на основе плазменных ЭРД обеспечивает только разгрузку силового гироскопического комплекса.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко рассмотрены методы анализа устойчивости и синтеза цифрового и широтно-импульсного управления в линейных стационарных системах при наличии многократной дискретной фильтрации измерений и временных запаздываний различных типов. Представлены результаты по цифровому гиросиловому управлению движением мини-спутника землеобзора и по широтно-импульсному управлению магнитным и плазменным приводами при разгрузке силового гироскопического комплекса, экономичной в отношении ресурсов энергии и топлива.

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

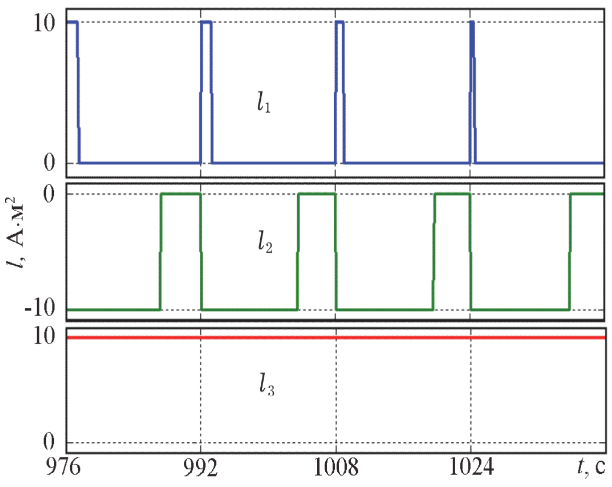

Рис. 7. Электромагнитные моменты МП

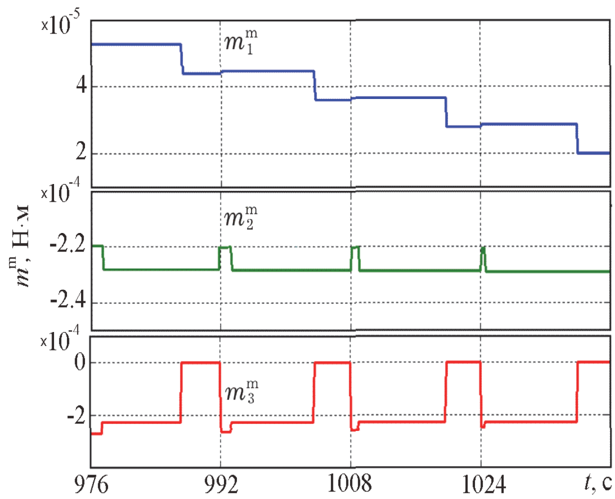

Рис. 8. Механические моменты МП

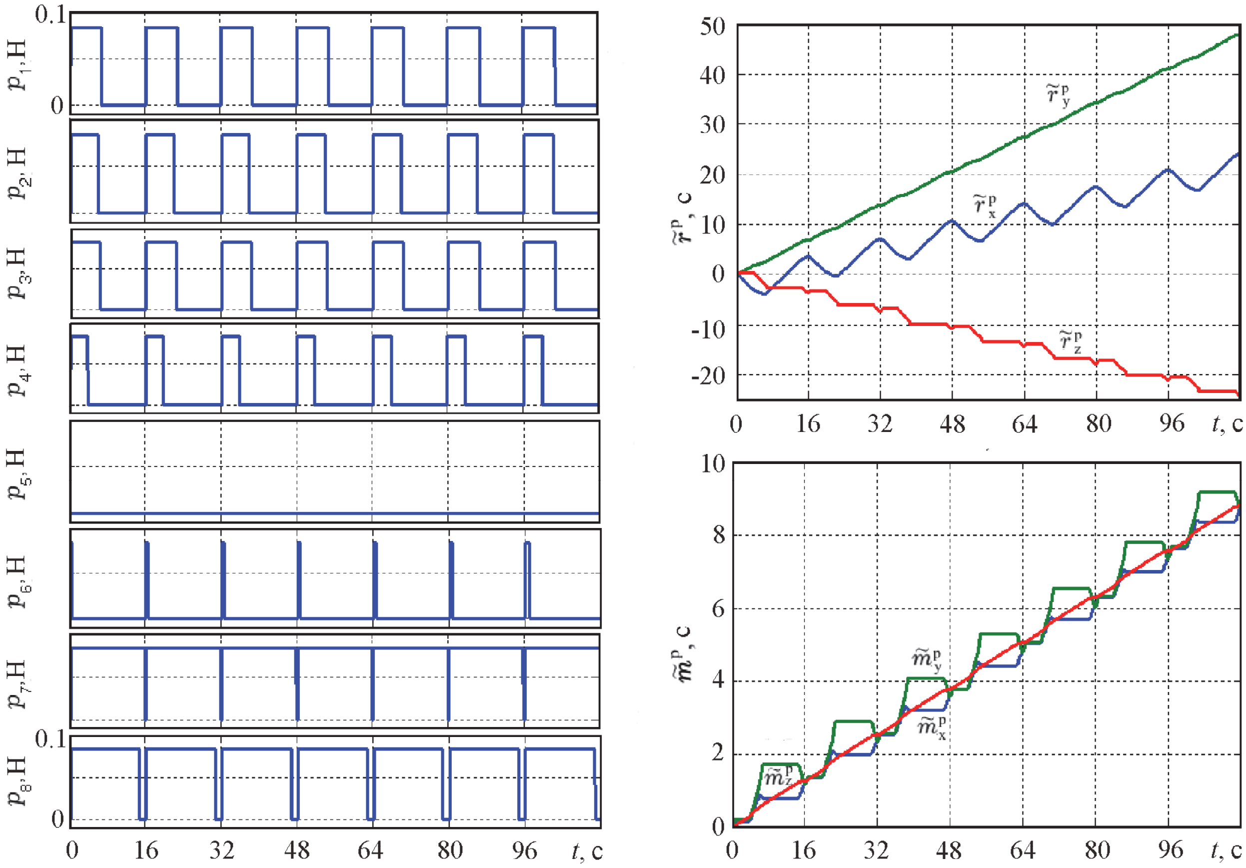

Рис. 9. Временные диаграммы тяги ЭРД и нормированных импульсов силы и момента КДУ

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Кульба В.В., Микрин Е.А., Павлов Б.В., Платонов В.Н.* Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов. М.: Наука, 2006.
2. *Коваленко А.П.* Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975.
3. *Алтапов А.П., Драновский В.И., Салтыков Ю.Д., Хорошилов В.С.* Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления. М.: Машиностроение, 1978.
4. *Давыдов А.А., Игнатов А.И., Сазонов В.В.* Применение реактивных двигателей для управления поступательным движением КА одновременно с разгрузкой кинетического момента электромеханических исполнительных органов // Препринты ИПМат РАН. 2006, № 082.
5. Дискретные нелинейные системы [под ред. Ю.И. Топчеева]. М.: Машиностроение, 1982.
6. *Nakajima Y., Murakami N., Ohtani T., Nakamura Y., Hirako K., Inoue K.* SDS-4 attitude control system: in-flight results of three axis attitude control for small satellites // Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. 2013. P. 283-288. URL: http://www.ifac-papersonline.net Detailed/63213.html (дата обращения 21.11.2014).
7. *Платонов В.Н.* Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электрореактивных двигателей // Космическая техника и технологии. 2013. №1. С. 56-65.
8. *Garulli A., Giannitrapani A., Leomanni M., Scortecci F.* Autonomous low-Earth-orbit station-keeping with electric propulsion // Journal of Guidance Control and Dynamics. 2011. Vol. 34. No. 6: P. 1683 -1693.
9. *Rayburn C.D., Campbell M.E., Mattick A.T.* Pulsed plasma thruster system for microsatellites // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42. No. 1. P. 161–170.
10. *Иванов В.А., Ющенко А.С.* Теория дискретных систем автоматического управления. М.: Наука, Физматмит, 1983.
11. *Sami Fadali M., Visioli A.* Digital Control Engineering. 2nd Ed. Burlington: Academic Press. 2012.
12. *Madsen J.M., Shieh L.S., Guo S.M.* State-state PID Controller design for multivariable analog systems with multiple delays // Asian Journal of Control. 2006. Vol. 8, No. 2. P. 161-173.
13. *Стрейц В.* Метод пространства состояний в теории линейных дискретных систем управления. М.: Наука, 1985.
14. Сомов Е.И. Робастная стабилизация упругих кос-

мических аппаратов при неполном дискретном измерении и запаздывании в управлении // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 2. С. 124-143.

ECONOMICAL UNLOADING A GYRO MOMENT CLUSTER OF A LAND-SURVEY MINI-SATELLITE ATTITUDE SYSTEM AT PULSE-WIDTH CONTROL WITH DELAY

© 2014 Ye.I. Somov, S.A. Butyrin, S.Ye Somov

Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences

For the land-survey mini-satellites we consider some problems on digital control of a gyro moment cluster and its economical unloading from accumulated angular momentum by pulse-width control of magnetic driver and the plasma electro-reaction engines with physical delay.

Key words: land-survey mini-satellite, pulse-width control, delay.

Yevgeny Somov, Candidate of Technics, Associate Professor, Leading Research Fellow at the Dynamics and Motion Control Department of Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences. E-mail: e_somov@mail.ru
Sergey Butyrin, Candidate of Technics, Senior Research Fellow at the Dynamics and Motion Control Department of Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences. E-mail: butyrinsa@mail.ru
Sergey Somov, Research Fellow at the Dynamics and Motion Control Department of Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences. E-mail: s_somov@mail.ru