

АЛГОРИТМ АКТИВНОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

С.Н. Тимаков, А.В. Жирнов

ОАО “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва”,
Королев, Московская область, Российская Федерация
e-mail: sergey.timakov@rsce.ru; avzhirnov@mail.ru

В настоящее время при выполнении угловых маневров Международной космической станции используют реактивные двигатели ориентации служебного модуля. Поскольку такие двигатели работают в импульсном режиме, каждое их включение и выключение вызывает колебания конструкции космической станции. По мере увеличения габаритов станции и, как следствие, уменьшения жесткости ее конструкции эти колебания становятся существенными и приводят к превышению допустимых нагрузок. Для решения этой проблемы предложено активно демпфировать упругие колебания конструкции двигателями ориентации. Проведен анализ сходимости оценок в алгоритме идентификации и рассмотрены вопросы устойчивости алгоритма активного демпфирования.

Ключевые слова: управление ориентацией, активное демпфирование, адаптивный наблюдатель, устойчивость, сходимость.

ALGORITHM OF ACTIVE DAMPING OF ELASTIC OSCILLATIONS OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION CONSTRUCTION

S.N. Timakov, A.V. Zhirnov

ОАО “Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”,
Korolev, Moscow region, Russian Federation
e-mail: sergey.timakov@rsce.ru; avzhirnov@mail.ru

At the present time the Russian segment thrusters are used for attitude maneuvers of the International Space Station (ISS). Since these thrusters operate in a pulse mode, each turning on and turning off induce oscillations of the ISS construction. As dimensions of the station increase and hence its stiffness reduces, these oscillations become significant and lead to exceeding the permissible loads. To solve this problem, active damping of the elastic oscillations using attitude control thrusters is proposed. The analysis of convergence of estimates in the identification algorithm is given, and problems of stability of the active damping algorithm are considered.

Keywords: attitude control, active damping, adaptive observer, stability, convergence.

Введение. В работах [1–3] были рассмотрены двухуровневые алгоритмы решения задачи активного демпфирования с использованием двух независимых маховиков. Для маховика, предназначенного для управления твердым телом, применяли релейный закон управления, а для маховика, служащего для активного демпфирования, — линейный закон управления.

В настоящей работе как для управления твердым телом, так и для активного демпфирования предложено использовать один и тот же комплект двигателей ориентации (ДО), функционирующих в режиме

широтно-импульсной модуляции (ШИМ). Алгоритм анализирует текущее состояние углового движения на фазовой плоскости. При попадании фазовой точки, описывающей движение объекта управления как твердого тела, внутрь зоны нечувствительности релейного алгоритма управления начинается активное демпфирование колебательных мод движения объекта. При этом релейный управляющий сигнал на исполнительные органы формируется по оценкам угловой скорости упругих колебаний конструкции в месте установки датчика угловой скорости (ДУС). Таким образом, происходит разделение во времени управлением абсолютно твердого тела и собственно активного демпфирования упругих колебаний.

Для анализа текущего состояния углового движения в качестве исходной информации используются оценки угловой скорости абсолютно твердого тела и оценки упругих составляющих угловой скорости доминирующих тонов упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС. Оценки формируются на выходе адаптивного наблюдателя, описанного в работе [4], который представляет собой бортовую настраиваемую модель динамики объекта управления, включая модель динамики упругих колебаний конструкции, функционирующую в режиме реального времени. Настройке подлежат собственные частоты и коэффициенты влияния ДО на амплитуду упругих колебаний конструкции Международной космической станции (МКС). Эти параметры идентифицируются рекуррентным методом градиентного спуска на каждом такте бортового компьютера.

Особое внимание в работе уделено анализу сходимости оценок в алгоритме идентификации и вопросам устойчивости алгоритма активного демпфирования.

Уравнения движения объекта управления и его бортовой модели. Объект управления описывается следующими уравнениями [4–6].

1. Динамические уравнения движения твердого тела в связанной системе координат

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ — вектор абсолютной угловой скорости объекта управления как твердого тела; \mathbf{J} — матрица тензора инерции; \mathbf{M} — суммарный вектор моментов, действующих на объект управления.

2. Уравнения упругих колебаний конструкции

$$\begin{aligned} \ddot{q}_i + 2\delta\lambda_i\dot{q}_i + \omega_i^2 q_i &= \sum_{j=1}^k \{(\mathbf{f}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{F}_j) + (\boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{M}_j)\} = \\ &= \sum_{j=1}^k \{f_i(\mathbf{r}_j)_x F_{j,x} + f_i(\mathbf{r}_j)_y F_{j,y} + f_i(\mathbf{r}_j)_z F_{j,z} + \varphi_i(\mathbf{r}_j)_x M_{j,x} + \\ &\quad + \varphi_i(\mathbf{r}_j)_y M_{j,y} + \varphi_i(\mathbf{r}_j)_z M_{j,z}\}, \quad (2) \end{aligned}$$

где q_i — i -я ортогональная координата в n -мерном пространстве Галеркина; δ — логарифмический декремент колебаний; λ_i — собственная частота i -го тона упругих колебаний конструкции; $\omega_i = 2\pi\lambda_i$ — круговая собственная частота i -го тона упругих колебаний конструкции; r_j — радиус-вектор в месте установки j -го исполнительного органа; $\mathbf{f}_i(\mathbf{r}_j)$ — векторная форма линейного перемещения по i -му тону упругих колебаний конструкции в месте установки j -го исполнительного органа; $\varphi_i(\mathbf{r}_j)$ — векторная форма углового перемещения по i -му тону упругих колебаний конструкции в месте установки j -го исполнительного органа; $\mathbf{F}_j, \mathbf{M}_j$ — силовое и моментное воздействие j -го исполнительного органа. Отметим, что при переходе от дискретного описания в пространственной области линейных и угловых форм в рамках метода конечных элементов к континуальному описанию между ними можно установить зависимости вида

$$\begin{aligned}\varphi_i(\mathbf{r}_j)_x &= \frac{\partial f_i(\mathbf{r}_j)_z}{\partial y} - \frac{\partial f_i(\mathbf{r}_j)_y}{\partial z}, \\ \varphi_i(\mathbf{r}_j)_y &= \frac{\partial f_i(\mathbf{r}_j)_x}{\partial z} - \frac{\partial f_i(\mathbf{r}_j)_z}{\partial x}, \\ \varphi_i(\mathbf{r}_j)_z &= \frac{\partial f_i(\mathbf{r}_j)_y}{\partial x} - \frac{\partial f_i(\mathbf{r}_j)_x}{\partial y},\end{aligned}$$

или в векторном виде

$$\varphi_i(\mathbf{r}_j) = [\nabla, \mathbf{f}_i(\mathbf{r}_j)],$$

т.е. $\varphi_i(\mathbf{r}_j) = \text{rot } \mathbf{f}_i(\mathbf{r}_j)$.

3. Уравнения чувствительного элемента, в качестве которого используется ДУС,

$$\omega_{\text{изм}} = \omega + \sum_{i=1}^n (\varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}), \dot{q}_i), \quad (3)$$

где $\omega_{\text{изм}}$ — измерения угловой скорости с учетом изгибных колебаний конструкции в месте расположения ДУС; $\varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}})$ — векторная форма углового перемещения по i -му тону упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС.

На борту МКС модель объекта управления реализуется в виде системы разностных уравнений. В настоящей работе время такта бортовой вычислительной машины принято $h = 0,2$ с. Интегрируя уравнения (1) и (2) в предположении малости угловых скоростей и углов отклонения, получаем совокупность уравнений в конечных разностях на $(n + 1)$ -м такте.

Из уравнения (1)

$$\omega(n + 1) = \omega(n) + \sum_{j=1}^k \mathbf{m}_j(n) \tau_j(n),$$

где $\omega(n)$ — угловая скорость объекта управления как твердого тела на n -м такте; $\mathbf{m}_j(n) = \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}_j(n)$ — угловое ускорение от j -го исполнительного органа на n -м такте; $\tau_j(n)$ — время работы j -го исполнительного органа на n -м такте.

Для каждого тона упругих колебаний вводим вектор

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_i \\ \dot{q}_i \end{bmatrix}.$$

Конечно-разностное уравнение на $(n + 1)$ -м такте в новых переменных с точностью до величин второго порядка малости относительно времени h имеет вид

$$\begin{bmatrix} x_i(n + 1) \\ y_i(n + 1) \end{bmatrix} = e^{-\delta\lambda_i h} \begin{bmatrix} \cos(\omega_i h) & \frac{1}{\omega_i} \sin(\omega_i h) \\ -\omega_i \sin(\omega_i h) & \cos(\omega_i h) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i(n) \\ y_i(n) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ f(n)\tau(n) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

а на n -м такте —

$$\begin{bmatrix} x_i(n) \\ y_i(n) \end{bmatrix} = e^{-\delta\lambda_i h} \begin{bmatrix} \cos(\omega_i h) & \frac{1}{\omega_i} \sin(\omega_i h) \\ -\omega_i \sin(\omega_i h) & \cos(\omega_i h) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i(n - 1) \\ y_i(n - 1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ f(n - 1)\tau(n - 1) \end{bmatrix}, \quad (5)$$

где $f(n) = \sum_{j=1}^k \{(\mathbf{f}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{F}_j(n)) + (\boldsymbol{\varphi}_i(\mathbf{r}_j), \mathbf{M}_j(n))\}$. Исключая переменные $x_i(n)$ и $x_i(n - 1)$ из уравнений (4) и (5), окончательно определяем

$$y_i(n + 1) = A_i y_i(n) - B_i y_i(n - 1) + f(n)\tau(n) - \frac{A_i}{2} f(n - 1)\tau(n - 1), \quad (6)$$

где $A_i = 2e^{-\delta\lambda_i h} \cos(\omega_i h)$; $B_i = e^{-2\delta\lambda_i h}$.

Подставляя выражение (6) в уравнение (3), для одного канала управления получаем

$$\omega_{\text{изм}}(n + 1) = \omega(n + 1) + \sum_{i=1}^n \gamma_i(n + 1).$$

Здесь $\gamma_i(n) = \varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}})y_i(n)$ или $\gamma_i(n + 1) = A_i \gamma_i(n) - B_i \gamma_i(n - 1) + \sum_{j=1}^k (\mathbf{k}_{ij}, \mathbf{v}_j(n))$, где \mathbf{k}_{ij} — вектор коэффициентов влияния j -го исполнительного органа на i -й тон,

$$k_{ij} = \begin{pmatrix} k_{x,ij} \\ k_{y,ij} \\ k_{z,ij} \\ \mu_{x,ij} \\ \mu_{y,ij} \\ \mu_{z,ij} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}) f_{x,i}(\mathbf{r}_j) \\ \varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}) f_{y,i}(\mathbf{r}_j) \\ \varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}) f_{z,i}(\mathbf{r}_j) \\ \varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}) \varphi_{x,i}(\mathbf{r}_j) \\ \varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}) \varphi_{y,i}(\mathbf{r}_j) \\ \varphi_i(\mathbf{r}_{\text{ДУС}}) \varphi_{z,i}(\mathbf{r}_j) \end{pmatrix};$$

$\mathbf{v}_j(n)$ — вектор воздействий на упругую составляющую движения космического аппарата (КА) со стороны j -го исполнительного органа,

$$\mathbf{v}_j(n) = \begin{pmatrix} F_{x,j}(n)\tau_j(n) - \frac{A_i}{2}F_{x,j}(n-1)\tau_j(n-1) \\ F_{y,j}(n)\tau_j(n) - \frac{A_i}{2}F_{y,j}(n-1)\tau_j(n-1) \\ F_{z,j}(n)\tau_j(n) - \frac{A_i}{2}F_{z,j}(n-1)\tau_j(n-1) \\ M_{x,j}(n)\tau_j(n) - \frac{A_i}{2}M_{x,j}(n-1)\tau_j(n-1) \\ M_{y,j}(n)\tau_j(n) - \frac{A_i}{2}M_{y,j}(n-1)\tau_j(n-1) \\ M_{z,j}(n)\tau_j(n) - \frac{A_i}{2}M_{z,j}(n-1)\tau_j(n-1) \end{pmatrix}.$$

При такой записи получаем линейную зависимость функции иско- мых параметров, что желательно для унимодальности функционала, используемого далее в методе градиентного спуска [7–9].

Описание адаптивного наблюдателя. Адаптивный наблюдатель, представляющий собой настраиваемую модель объекта управления, предназначен для оценки вектора состояния этого объекта и одно- временной идентификации его параметров. Оцениваемыми компонен- тами вектора состояния являются компоненты абсолютной угловой скорости аппарата как твердого тела, а также компоненты вектора состояния, описывающие динамику доминирующей гармоники упру- гих колебаний конструкции. Идентифицируемые параметры — частота доминирующего тона упругих колебаний конструкции объекта управ- ления, а также коэффициенты влияния, которые характеризуют рас- пределение приращения момента импульса между движением объекта управления как абсолютно твердого тела и его упругими колебаниями. Идентификация осуществляется итерационным методом градиентно- го спуска. Функция штрафа взята в виде положительно определенной квадратичной формы от невязок. Кроме невязки на вход модели каж- дой моды движения и на вход каждого блока настройки модели по-

дается сигнал от исполнительных органов. Эти сигналы представляют собой модели реальных управляющих воздействий исполнительного органа на объект управления. Невязка — ошибка $\varepsilon(n)$, которая используется для оценки вектора состояния и адаптивной коррекции бортовой модели, на n -м такте формируется по принципу отрицательной обратной связи как разность измеренной угловой скорости $\omega_{\text{изм}}$ и суммы выходных переменных бортовой модели:

$$\varepsilon(n) = \omega_{\text{изм}}(n) - \left[\widehat{\omega}(n) + \widehat{\gamma}(n) \right],$$

где $\widehat{\omega}(n)$ — оценка угловой скорости объекта как твердого тела без коррекции; $\widehat{\gamma}(n)$ — оценка скорости доминирующего тона упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС без коррекции.

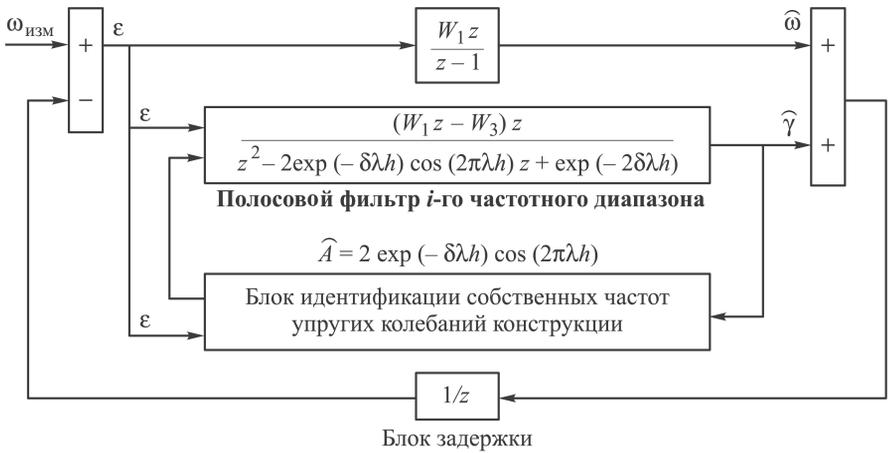
В настоящей работе рассмотрен случай с одним доминирующим тоном колебаний упругой составляющей угловой скорости. Предполагается, что каналы управления взаимонезависимы и исполнительные органы каждого канала расположены настолько близко друг к другу, что можно считать их находящимися в одной точке. Вследствие этих предположений, для каждого канала остается только один коэффициент влияния, а все остальные равны нулю.

При одновременной идентификации собственной частоты и коэффициента влияния система является ненаблюдаемой, поэтому разделим процесс идентификации во времени в зависимости от работы исполнительного органа. В то время, когда исполнительные органы не активны, идентифицируется собственная частота, а во время импульсного включения органов или их выключения идентифицируется коэффициент влияния (рис. 1).

Уравнения наблюдателя имеют вид

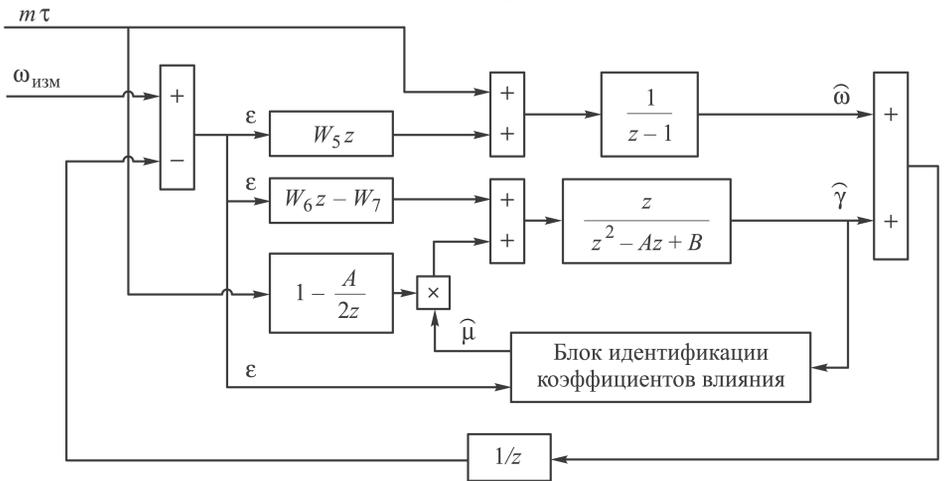
1) при неактивных исполнительных органах

$$\begin{aligned} \widehat{\omega}(n+1) &= \widehat{\omega}(n); \\ \widehat{\gamma}(n+1) &= \widehat{A}(n) \widehat{\gamma}(n) - B \widehat{\gamma}(n-1) - W_3 \varepsilon(n); \\ \widehat{\omega}(n+1) &= \widehat{\omega}(n+1) + W_1 \varepsilon(n+1); \\ \widehat{\gamma}(n+1) &= \widehat{\gamma}(n+1) + W_2 \varepsilon(n+1); \\ \widehat{A}(n+1) &= \widehat{A}(n) + W_4 \text{sign} \left[\widehat{\gamma}(n) \right] \varepsilon(n+1); \end{aligned} \quad (7)$$



Блок задержки

а



Блок задержки

б

Рис. 1. Блок-схемы адаптивного наблюдателя с оценкой собственных частот колебаний (а) и оценкой коэффициентов влияния (б):

$\omega_{\text{ИЗМ}}$ — измеренная угловая скорость; $\hat{\omega}$ — оценка угловой скорости объекта как твердого тела; $\hat{\gamma}$ — оценка скорости доминирующего тона упругих колебаний конструкции; ε — невязка; m — управляющее ускорение; τ — время работы двигателя; \hat{A} , A — оценка функции частоты упругих колебаний и ее номинальное значение соответственно; $\hat{\mu}$ (n) — оценка коэффициента влияния; $W_1 - W_8$ — весовые коэффициенты

2) во время импульсного включения органов или их выключения

$$\begin{aligned} \hat{\omega}(n+1) &= \hat{\omega}(n) + m(n)\tau(n); \\ \hat{\gamma}(n+1) &= A\hat{\gamma}(n) - B\hat{\gamma}(n-1) + \\ &+ \hat{\mu}(n) \left[m(n)\tau(n) - \frac{A}{2}m(n-1)\tau(n-1) \right] - W_7\varepsilon(n); \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned}
\widehat{\omega}(n+1) &= \widehat{\omega}(n) + W_5 \varepsilon(n+1); \\
\widehat{\gamma}(n+1) &= \widehat{\gamma}(n) + W_6 \varepsilon(n+1); \\
\widehat{\mu}(n+1) &= \widehat{\mu}(n) + \\
&+ W_8 \text{sign} \left[m(n)\tau(n) - \frac{A}{2} m(n-1)\tau(n-1) \right] \varepsilon(n+1).
\end{aligned} \tag{8}$$

Здесь $\widehat{\omega}(n)$ – оценка угловой скорости объекта как твердого тела; $\widehat{\gamma}(n)$ – оценка упругой составляющей угловой скорости для доминирующего тона в месте установки ДУС; $\widehat{A}(n)$ – оценка функции собственной частоты; $\widehat{\mu}(n)$ – оценка коэффициента влияния; W_1 – W_8 – весовые коэффициенты.

Параметры \widehat{A} и $\widehat{\mu}$ идентифицируются методом градиентного спуска для функции штрафа $\Phi = \varepsilon^T(n+1)\varepsilon(n+1)$. Значения весовых коэффициентов W_1 – W_8 рассчитываются из условий, обеспечивающих асимптотическую сходимость параметров и вектора состояния бортовой модели к номинальным значениям параметров и компонент вектора состояния объекта управления.

Анализ сходимости адаптивного наблюдателя. Для исследования сходимости наблюдателя рассмотрим линеаризацию уравнений (7) и (8) относительно предполагаемых настроенных значений параметров модели:

1) при неактивных исполнительных органах

$$\tilde{\omega}(n+1) = \tilde{\omega}(n) - W_1 (\tilde{\omega}(n) + \tilde{\gamma}(n));$$

$$\begin{aligned}
\tilde{\gamma}(n+1) &= A\tilde{\gamma}(n) - B\tilde{\gamma}(n-1) + \widehat{\gamma}(n)\tilde{A}(n) + \\
&+ (W_3 - AW_2)(\tilde{\omega}(n) + \tilde{\gamma}(n)) + BW_2(\tilde{\omega}(n-1) + \tilde{\gamma}(n-1)); \\
\tilde{A}(n+1) &= \tilde{A}(n) - W_4 \text{sign}(\widehat{\gamma}(n)) (\tilde{\omega}(n+1) + \tilde{\gamma}(n+1)).
\end{aligned}$$

2) во время импульсного включения исполнительных органов или их выключения

$$\tilde{\omega}(n+1) = \tilde{\omega}(n) - W_5 (\tilde{\omega}(n) + \tilde{\gamma}(n));$$

$$\begin{aligned}
\tilde{\gamma}(n+1) &= \\
&= A\tilde{\gamma}(n) - B\tilde{\gamma}(n-1) + (m(n)\tau(n) - \frac{A}{2} m(n-1)\tau(n-1))\tilde{\mu}(n) + \\
&+ (W_7 - AW_6)(\tilde{\omega}(n) + \tilde{\gamma}(n)) + BW_6(\tilde{\omega}(n-1) + \tilde{\gamma}(n-1)); \\
\tilde{\mu}(n+1) &= \tilde{\mu}(n) - W_8 \text{sign}(m(n)\tau(n) - \\
&- \frac{A}{2} m(n-1)\tau(n-1)) (\tilde{\omega}(n+1) + \tilde{\gamma}(n+1)).
\end{aligned}$$

Здесь $\tilde{\omega}(n) = \omega(n) - \widehat{\omega}(n)$; $\tilde{\gamma}(n) = \gamma(n) - \widehat{\gamma}(n)$; $\tilde{A}(n) = A - \widehat{A}(n)$; $\tilde{\mu}(n) = \mu - \widehat{\mu}(n)$; ω , γ , A , μ – номинальные настроенные значения компонент вектора состояния и параметров фильтра.

Характеристический полином при неактивных исполнительных органах имеет вид

$$\begin{vmatrix} z + W_1 - 1 & W_1 & 0 \\ AW_2 - W_3 - \frac{BW_2}{z} & z - A + AW_2 - W_3 + \frac{B}{z} - \frac{BW_2}{z} & -\widehat{\gamma}(n) \\ W_4 \text{sign}(\widehat{\gamma}(n))z & W_4 \text{sign}(\widehat{\gamma}(n))z & z - 1 \end{vmatrix} = 0.$$

Для исследования сходимости оценок амплитуды, фазы и частоты одного доминирующего тона упругих колебаний достаточно рассмотреть нижний правый минор указанного определителя, поскольку скорость (и ее оценка) объекта управления как твердого тела в отсутствие срабатывания ДО изменяется незначительно. В этом предположении достаточно рассмотреть характеристический полином

$$\begin{vmatrix} z^2 + (A(W_2 - 1) - W_3)z + B(1 - W_2) & -\widehat{\gamma}(n)z \\ W_4 \text{sign}(\widehat{\gamma}(n))z & z - 1 \end{vmatrix} = 0.$$

Характеристический полином во время импульсного включения органов или их выключения

$$\begin{vmatrix} z + W_5 - 1 & W_5 & 0 \\ AW_6 - W_7 - \frac{BW_6}{z} & z - A + AW_6 - W_7 + \frac{B}{z} - \frac{BW_6}{z} & -P \\ W_8 \text{sign}(P)z & W_8 \text{sign}(P)z & z - 1 \end{vmatrix} = 0.$$

Поскольку $m = \text{const}$ при всех включениях ДО (ШИМ), для исследования сходимости оценок амплитуды, фазы и коэффициента влияния достаточно, как и в предыдущем случае, рассмотреть характеристический полином

$$\begin{vmatrix} z^2 + (A(W_6 - 1) - W_7)z + B(1 - W_6) & -Pz \\ W_8 \text{sign}(P)z & z - 1 \end{vmatrix} = 0,$$

где $P = m(n)\tau(n) - \frac{A}{2}m(n-1)\tau(n-1)$.

Используя алгебраический критерий Гурвица для дискретных систем, находим области сходимости фильтра в пространстве весовых коэффициентов (рис. 2).

Для случая импульсного включения исполнительных органов или их выключения картина аналогична, кроме того, что третьей координа-

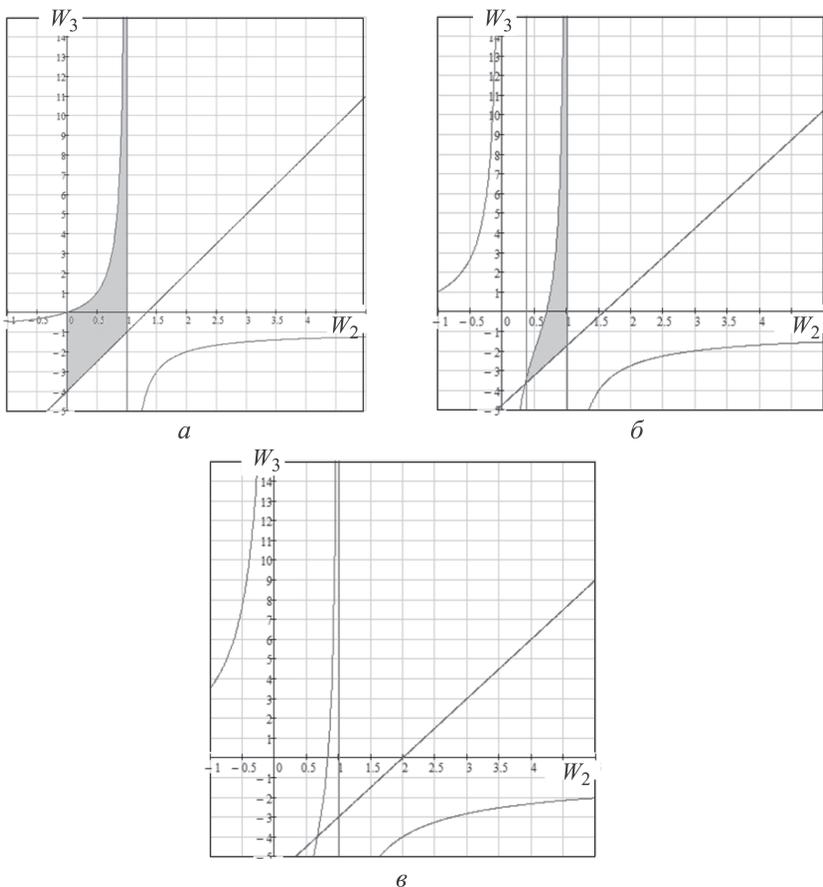
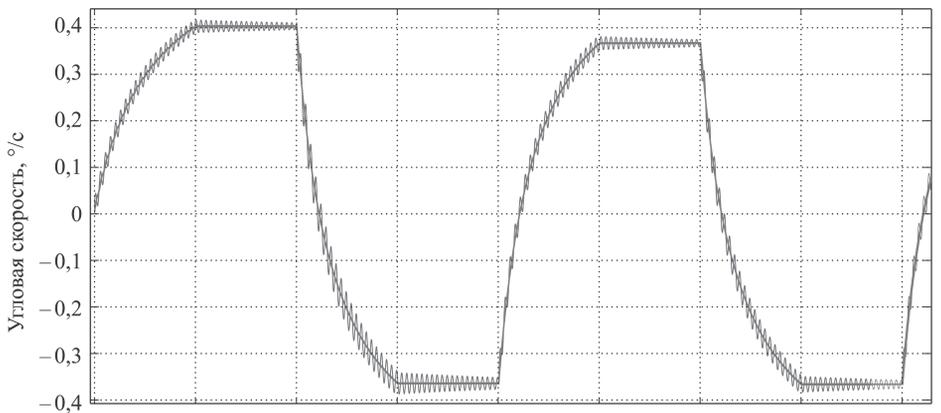


Рис. 2. Область сходимости фильтра при $W_4 \text{sign}(\hat{\gamma}(n)) \hat{\gamma}(n) = 0$ (а), $W_4 \text{sign}(\hat{\gamma}(n)) \hat{\gamma}(n) = 1,5$ (б) и $W_4 \text{sign}(\hat{\gamma}(n)) \hat{\gamma}(n) = 4$ (в):

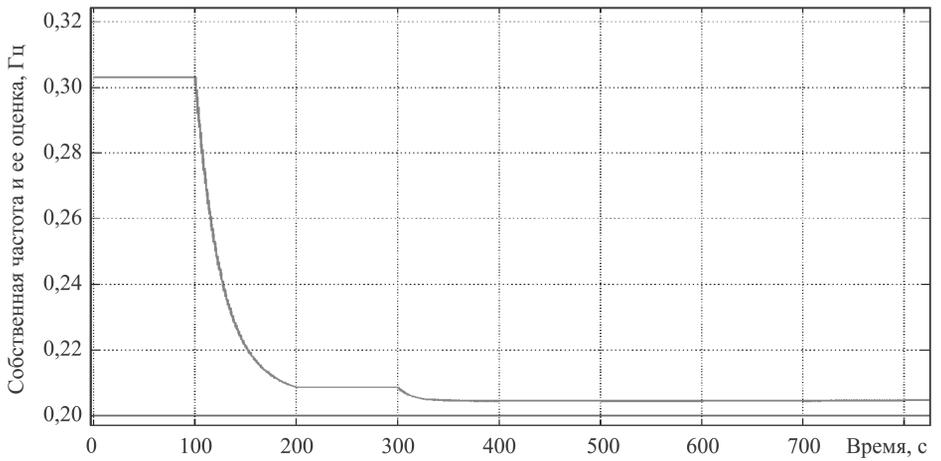
$W_4 \text{sign}(\hat{\gamma}(n)) \hat{\gamma}(n)$ — секущая плоскость, параллельная плоскости $W_2 - W_3$, области сходимости закрашены

той в пространстве весовых коэффициентов вместо $W_4 \text{sign}(\hat{\gamma}(n)) \hat{\gamma}(n)$ будет $W_8 \text{sign}(m(n)\tau(n) - \frac{A}{2}m(n-1)\tau(n-1))$.

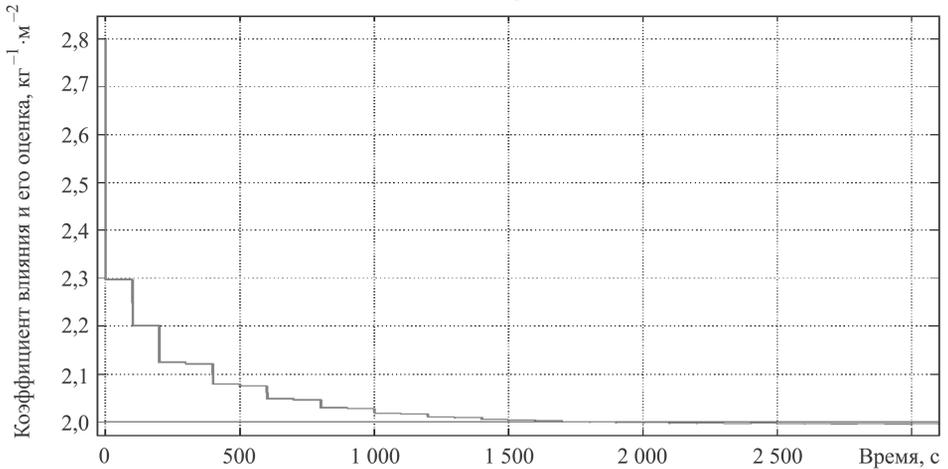
Результаты численного моделирования процесса настройки бортовой модели динамики конструкции в одном из каналов управления представлены на рис. 3. Значения весовых коэффициентов $W_1 - W_8$ выбирались в соответствии с областями сходимости, показанными на рис. 2. Динамика конструкции в бортовой модели была представлена одним доминирующим тоном упругих колебаний с собственной частотой 0,2 Гц и коэффициентом влияния $2 \text{ кг}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$. Начальное значение оценки частоты отличалось от искомого на 50 %, а коэффициента влияния — на 40 %. Подстройка частоты и коэффициента влияния осуществлялась при выполнении углового маневра, в процессе которого проводился набор угловой скорости и ее гашение с помощью релейных исполнительных органов.



a



б



в

Рис. 3. Результаты численного моделирования процесса настройки бортовой модели динамики конструкции в одном из каналов управления:
a — измеренная угловая скорость и ее оценка как твердого тела; *б* — собственная частота и ее оценка; *в* — коэффициент влияния и его оценка

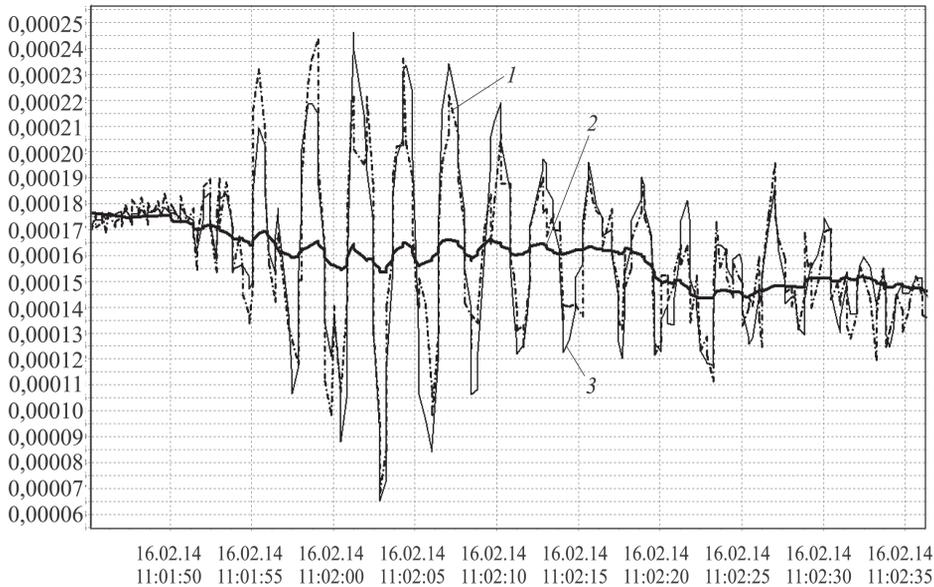


Рис. 4. Динамика измеренной угловой скорости и ее оценок, полученных при обработке телеметрии с МКС:

1 — угловая скорость с ДУС; 2 — оценка угловой скорости объекта как твердого тела; 3 — сумма оценок угловой скорости по твердому телу и оценки упругой составляющей угловой скорости

Динамика измеренной угловой скорости и ее оценок при эксплуатации адаптивного наблюдателя на МКС представлены на рис. 4.

Согласно полученным результатам, можно сделать вывод о приемлемости оценок вектора состояния, полученных адаптивным наблюдателем, для использования их алгоритмом активного демпфирования упругих колебаний конструкции в качестве исходной информации.

Описание алгоритма активного демпфирования упругих колебаний конструкции. Как уже было отмечено, в настоящей работе предложено использовать один и тот же исполнительный орган как для управления ориентацией твердым телом, так и для активного демпфирования упругих колебаний конструкции. В связи с этим был разработан алгоритм, совмещающий два релейных закона управления, первый из которых — закон управления твердым телом, а второй — релейный закон активного демпфирования.

Закон управления твердым телом имеет вид

$$M(u(n)) = \begin{cases} M_0, & u(n) > 3u_{т.т}; \\ k_0 u(n), & u_{т.т} \leq u(n) \leq 3u_{т.т}; \\ 0, & -u_{т.т} \leq u(n) \leq u_{т.т}; \\ -k_0 u(n), & -3u_{т.т} \leq u(n) \leq -u_{т.т}; \\ -M_0, & u(n) < -3u_{т.т}. \end{cases} \quad (9)$$

где $M(u(n))$ — зависимость значения управляющего момента от сиг-

нала управления на n -м шаге; $u(n)$ — управляющий сигнал твердым телом; M_0 — максимальное значение управляющего момента от исполнительного органа; $u_{т.т}$ — граница зоны нечувствительности алгоритма управления твердым телом; $k_0 = M_0/(2u_0)$;

$$u(n) = \begin{cases} -k_p(\widehat{\omega}(n) - \omega_p), & \widehat{\varphi} > 2,45^\circ; \\ -k_1 \widehat{\varphi}(n) - k_2 \widehat{\omega}(n), & \widehat{\varphi} \leq 2,45^\circ; \end{cases}$$

$\omega_p = 0,35^\circ/\text{с}$ — скорость разворота; k_1, k_2, k_p — коэффициенты обратной связи; $\widehat{\varphi}$ — оценка угла разворота.

Как только управляющий сигнал попадает в зону нечувствительности алгоритма управления абсолютно твердым телом, начинается решение задачи активного демпфирования упругих колебаний конструкции, вызванных работой двигателей при коррекции ориентации. В этом случае управляющий сигнал на исполнительные органы строится на основании оценки скорости упругих колебаний конструкции в месте установки ДУС в виде разностного уравнения

$$u(n) = -k \widehat{\gamma}(n),$$

где $u(n)$ — управляющий сигнал алгоритма активного демпфирования; $\widehat{\gamma}$ — оценка скорости упругих колебаний; k — коэффициент усиления обратной связи алгоритма активного демпфирования. Тогда управляющий момент формируется по следующей зависимости:

$$M(u(n)) = \begin{cases} k_{а.д}u(n), & u_{а.д} \leq u(n) \leq u_{т.т}; \\ 0, & -u_{а.д} \leq u(n) \leq u_{а.д}; \\ -k_{а.д}u(n), & -u_{т.т} \leq u(n) \leq -u_{а.д}. \end{cases}$$

Здесь $u_{а.д}$ — граница зоны нечувствительности алгоритма активного демпфирования ($u_{а.д} < u_{т.т}$); $k_{а.д} = M_0/(u_{т.т} - u_{а.д})$. Таким образом, управление объектом разделяется по времени на управление движением абсолютно твердого тела и на активное демпфирование упругих колебаний конструкции.

Анализ устойчивости алгоритма активного демпфирования. Исследование на устойчивость проводилось методом D-разбиения [10]. Для нахождения областей устойчивости в пространстве параметров собственной частоты колебаний (ω) и коэффициента усиления обратной связи (k) алгоритма активного демпфирования было рассмотрено уравнение:

$$\ddot{x}(t) + 2\delta\omega\dot{x}(t) + k\dot{x}(t-h) + \omega^2x(t) = 0,$$

где x — координата движения упругого тона колебаний; ω — собственная частота; k — коэффициент обратной связи алгоритма активного демпфирования; h — время запаздывания воздействия на объект исполнительными органами по отношению к управляющему сигналу.

Выполняя подстановку $x = e^{zt}$, находим характеристический квазиполином

$$z^2 + 2\delta\omega z + kze^{-zh} + \omega^2 = 0.$$

Полагая $z = 0 \Rightarrow \omega^2 = 0$. При $z = iy$, $0 < y < \infty$ (y — аргумент мнимой оси)

$$-y^2 + 2i\delta\omega y + ikye^{-iyh} + \omega^2 = 0.$$

Разделим уравнения на действительную и мнимую части

$$-y^2 + ky \sin(hy) + \omega^2 = 0; \quad (10)$$

$$2\delta\omega y + ky \cos(hy) = 0. \quad (11)$$

Из уравнения (11) выразим коэффициент k , подставим в уравнение (10) и получим

$$\omega^2 - 2\delta\omega y \operatorname{tg}(hy) - y^2 = 0.$$

Решая квадратное уравнение относительно параметра ω и исключая отрицательное решение, определяем

$$\omega = \delta\omega y \operatorname{tg}(hy) + y\sqrt{\delta^2 \operatorname{tg}^2(hy) + 1};$$

$$k = -\frac{2\delta\omega y}{\cos(hy)}.$$

Зависимость коэффициента обратной связи от собственной частоты (области устойчивости алгоритма активного демпфирования в пространстве параметров) алгоритма активного демпфирования при фиксированных значениях параметра запаздывания приведены на рис. 5. Области устойчивости находятся под соответствующими кривыми. Анализируя полученные области, можно сделать вывод, что при запаздывании, равном времени такта бортовой вычислительной машины 0,2 с, предложенный алгоритм способен демпфировать упругие колебания конструкции, собственная частота которых не превосходит 1,2 Гц.

Движение системы на фазовой плоскости при развороте на $11,5^\circ$ и скорости разворота $0,35^\circ/\text{с}$ проиллюстрировано на рис. 6; значение коэффициента усиления обратной связи выбиралось в соответствии с найденной областью устойчивости. Согласно рисунку, процесс активного демпфирования упругих колебаний конструкции происходит внутри зоны нечувствительности алгоритма управления твердым телом.

Заключение. Предложен и исследован алгоритм активного демпфирования упругих колебаний конструкции МКС, который использует одни и те же ДО для управления движением объекта как твердого тела и для активного демпфирования. Найдены области сходимости оценок адаптивного фильтра в пространстве весовых коэффициентов. Методом D-разбиения исследовано влияние запаздывания управляющего воздействия на устойчивость алгоритма активного демпфирования.

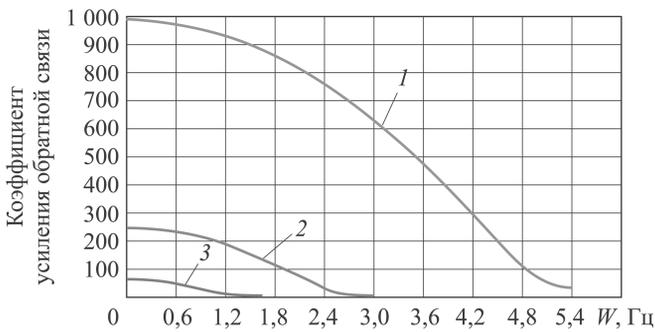


Рис. 5. Зависимость коэффициента обратной связи от собственной частоты (области устойчивости алгоритма активного демпфирования в пространстве параметров) для $h = 0,05$ (1), $0,1$ (2), $0,2$ (3) с

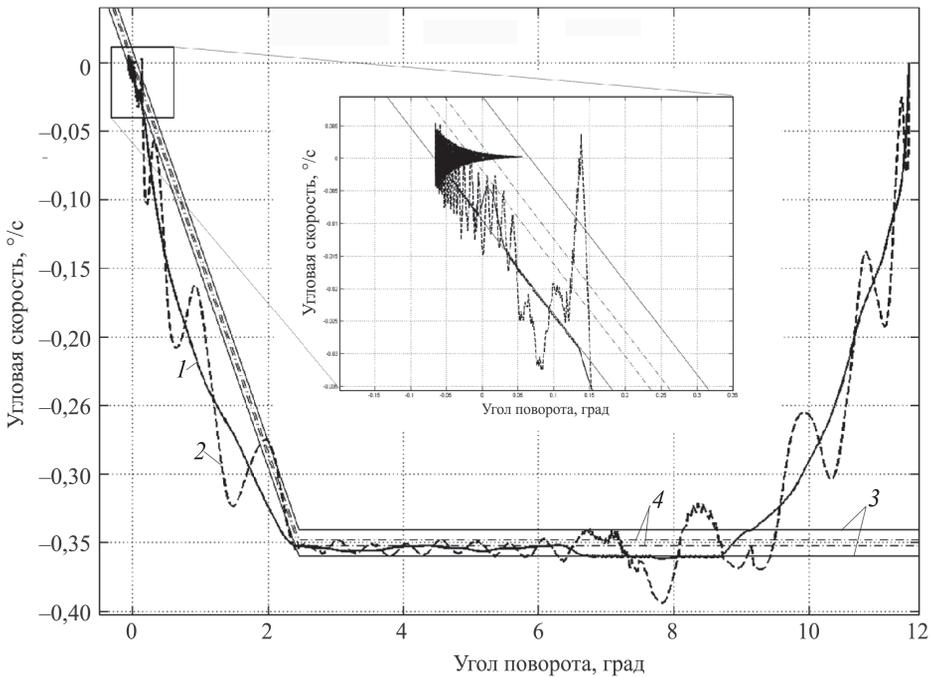


Рис. 6. Движение системы на фазовой плоскости при математическом моделировании активного демпфирования упругих колебаний конструкции: 1 – фазовая траектория, построенная по оценке движения твердого тела; 2 – то же по измеренной угловой скорости; 3 – линии переключения алгоритма управления движением твердого тела; 4 – то же алгоритма активного демпфирования

Реализация алгоритма в бортовом комплексе управления МКС позволяет существенно снизить нагрузки на конструкцию и продлить срок активного существования МКС. Предметом дальнейших исследований должен быть поиск наиболее оптимального соотношения между границами зон нечувствительности алгоритма активного демпфирования и алгоритма управления твердым телом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ермилов А.С., Ермилова Т.В., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Двухуровневая система управления ориентацией деформируемых космических аппаратов с активной стабилизацией упругих колебаний конструкции // Автоматика и телемеханика. 2008. № 6. С. 26–40.
2. Ермилов А.С., Ермилова Т.В. Математическая модель углового движения больших космических конструкций с гироскопическим приводом для активной компенсации упругих колебаний // ДАН. 2011. Т. 436. № 6. С. 743–746.
3. Легостаев В.П., Субботин А.В., Тимаков С.Н., Зыков А.В. Исследование динамики управляемого углового движения космического аппарата с вращающимся солнечным парусом // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 2. С. 106–119.
4. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н., Тимаков С.Н. Использование адаптивного наблюдателя в контуре управления Международной космической станции в качестве самонастраивающегося полосового фильтра // Изв. РАН. ТИСУ. 2012. № 4. С. 88–100.
5. Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.
6. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 278 с.
7. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. М.: Мир, 1975. 680 с.
8. Квакернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления. М.: Мир, 1977. 650 с.
9. Кузовков Н.Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. М.: Машиностроение, 1976. 184 с.
10. Воронов А.А. Устойчивость, управляемость, наблюдаемость. М.: Наука, 1979. 336 с.

REFERENCES

- [1] Ermilov A.S., Ermilova T.V., Rutkovskiy V.Yu., Sukhanov V.M. Two-level control system of orientation of flexible spacecrafts with active stabilization of structural elastic oscillations. *Avtom. Telemekh.* [Autom. Remote Control], 2008, no. 6, pp. 26–40 (in Russ.).
- [2] Ermilov A.S., Ermilova T.V. A mathematical model for the angular motion of large space structures with gyroscopic drive for an active compensation of elastic oscillations. *Doklady Mathematics* [Dokl. Math., 2011, vol. 83, iss. 1, pp. 136–139], 2011, vol. 436, no. 6, pp. 743–746 (in Russ.).
- [3] Legostaev V.P., Subbotin A.V., Timakov S.N., Zykov A.V. Study of the dynamics of control angular motion of the spacecraft with a rotating solar sail. *Tr. Moskovskogo fiziko-tekhn. inst. MIPT (SU)* [Proc. Moscow Inst. Ph. Techn. (State University)], 2013, vol. 5, no. 2, pp. 106–119 (in Russ.).
- [4] Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikanov M.Sh., Ryabchenko V.N., Timakov S.N. The use of an adaptive bandpass filter as an observer in the control loop of the international space station. *Izv. Rossiyskoy akad. nauk. Teoriya i sistemy upravleniya* [J. Comp. and Systems Sc. Int., vol. 51, iss. 4, pp. 560–572], 2012, no. 4, pp. 88–100 (in Russ.).
- [5] Kolesnikov K.S. *Dinamika raket* [Rocket dynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003. 520 p.
- [6] Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. *Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertsiyal'nykh navigatsionnykh system* [Introduction to Theory of Strapdown Inertial Navigation Systems]. Moscow, Nauka Publ., 1992. 278 p.
- [7] Eykhoff P. *System identification: parameter and state estimation*. Chichester, England, London, J. Wiley, 1974. 555 p. (Russ. Ed.: Eykhoff P. *Osnovy identifikatsii sistem upravleniya*. Moscow, Mir Publ., 1975. 680 p.).

- [8] Kwakernaak H., Sivan R. Linear Optimal Control Systems. NY., Wiley-Interscience. 1972. 22 p. (Russ. Ed.: Kvakernaak Kh., Sivan R. Lineynye optimal'nye sistemy upravleniya. Moscow, Mir Publ., 1977. 650 p.).
- [9] Kuzovkov N.T. Modal'noe upravlenie i nablyudayushchie ustroystva [Modal control and watching devices]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 184 p.
- [10] Voronov A.A. Ustoychivost', upravlyaemost', nablyudaemost' [Stability, controllability, observability]. Moscow, Nauka Publ., 1979. 336 p.

Статья поступила в редакцию 21.02.2014

Сергей Николаевич Тимаков — канд. техн. наук, доцент МФТИ, ведущий научный сотрудник ОАО “РКК “Энергия” им. С.П. Королёва”. Автор более 25 научных работ в области систем управления космическими аппаратами.

ОАО “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва, Российская Федерация, 141070, Московская область, Королёв, ул. Ленина, д. 4а.

S.N. Timakov — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of the Moscow Institute of Physics and Technology, leading researcher of OAO “Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”. Author of more than 25 publications in the field of spacecraft control systems. OAO “Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”, ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow region, 141070 Russian Federation.

Алексей Владимирович Жирнов — аспирант, инженер-программист ОАО “РКК “Энергия” им. С.П. Королёва”. Автор научной работы в области систем управления космическими аппаратами.

ОАО “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С.П. Королёва”, Российская Федерация, 141070, Московская область, Королёв, ул. Ленина, д. 4а.

A.V. Zhirnov — postgraduate student, engineer-programmer of OAO “Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”. Author of a publication in the field of spacecraft control systems.

ОАО “Korolev Rocket and Space Corporation “Energiya”, ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow region, 141070 Russian Federation.