

ОБ ОДНОМ РОБАСТНОМ АЛГОРИТМЕ
ЭЛЛИПСОИДАЛЬНОГО ОЦЕНИВАНИЯ
ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ
ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

Введение

Управление ориентацией необходимо для функционирования большинства искусственных спутников Земли (далее — спутник); для этого нужно определить угловое положение и абсолютную угловую скорость спутника. Это осуществляется бортовыми углоизмерительными системами (УИС) и гироскопическими датчиками угловой скорости (ДУС) соответственно. Требуемое изменение углового положения спутника с заданной угловой скоростью осуществляется в основном с помощью двигателей-маховиков, гиродинов либо магнитной системы управления [1–4]. При отказе или изменении функциональных характеристик ДУС в процессе их функционирования абсолютная угловая скорость спутника может быть вычислена по показаниям УИС. В случае временного нарушения работоспособности бортовых УИС и ДУС возможно кратковременное управление ориентацией спутника с использованием только априорных данных на основе динамических уравнений Эйлера. Точность для этих случаев ориентации оценим ниже.

Постановка задачи

Опишем угловое движение спутника [4]:

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega - \omega_{\text{ors}} \circ \Lambda, \quad (1)$$

$$J\dot{\omega} + [\omega \times] J\omega = M. \quad (2)$$

Уравнения (1), (2) описывают угловое (сферическое) движение спутника [4]: системы координат (СК), связанной со спутником (ССК), относительно орбитальной системы координат (ОСК). Положение ССК относительно ОСК задается кватернионом $\Lambda^T = (\lambda_0, \lambda^T)$, $\lambda^T = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$, $\|\Lambda\| = \lambda_0^2 + \lambda^T \lambda \equiv 1$, компонентами которого являются параметры Родрига–Гамильтона [5]. Тогда совпадению ССК с ОСК отвечают кватернионы $\Lambda^T = (\pm 1, 0, 0, 0)$; $\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$ — вектор абсолютной угловой скорости спутника, заданный в проекциях на оси ССК; ω_{ors} — вектор угловой скорости орбитального движения, заданный в проекциях на оси ОСК, а именно, направленный вдоль оси ОСК, нормальной плоскости орбиты. Произвольный вектор $a^T = (a_1, a_2, a_3)$ для записи векторного умножения представим в виде

$$[a \times] = \begin{pmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{pmatrix}, \quad \text{rank}[a \times] = 2 \quad \forall \|a\| \neq 0.$$

Запись $c = [a \times] b$ представляет векторное произведение $\bar{c} = \bar{a} \times \bar{b}$ в выбранной СК, где $a = (a_1, a_2, a_3)^T$, $b = (b_1, b_2, b_3)^T$ и $c = (c_1, c_2, c_3)^T$. Такая запись удобна для написания программы на языке программирования, а также для представления некоторых операций над кватернионами, что потребуется далее.

© А.В. ШОЛОХОВ, 2018

Международный научно-технический журнал
«Проблемы управления и информатики», 2018, № 2

В формуле (2) J — 3×3 -матрица, задающая тензор инерции (ТИ) спутника в ССК. Далее полагаем матрицу J неизменной; $M = (M_1, M_2, M_3)^T$ — вектор управляющего момента, заданный проекциями на ССК.

Управляющий момент имеет структуру $M = M(\Lambda, \omega)$, где $M(\cdot)$ — заданная 3×1 -вектор-функция переменных Λ и ω [6]. Если ω не измеряется, то ее оценку $\hat{\omega}$ можно получить по доступным результатам вычисления Λ , например, с помощью малогабаритной астроизмерительной системы (МАИС) [7] или магнито-солнечной системы (МСС), состоящей из трех магнитометров, измеряющих проекции вектора магнитной индукции \vec{B} магнитного поля Земли (МПЗ) и круговых датчиков Солнца [8], определяющих направление на Солнце в ССК. Для получения оценки ω будем пользоваться выражением

$$\hat{\omega}_k^* = \frac{1}{T} (C(\Lambda_k^*) + C(\Lambda_{k+1}^*))^T (\Lambda_{k+1}^* - \Lambda_k^*), \quad (3)$$

где $C(\Lambda) = \begin{bmatrix} -\lambda^T \\ \lambda_0 I_3 + [\lambda \times] \end{bmatrix}$, $C^T(\Lambda)C(\Lambda) = I_3$ — единичная 3×3 -матрица; $\hat{\omega}_k^* =$

$= \omega_k \pm \frac{1}{T} \eta_k^*$, $k = 0, 1, 2, \dots$, — дискретное время выдачи измерительной информации МАИС [7] либо МСС кватерниона Λ_k^* ; η_k^* — вектор погрешностей выдачи углов ориентации вокруг соответствующей оси приборной СК (полагаем, что оси приборной СК совпадают с ССК) и погрешностей упрощения формулы (1) (вместо символа «*» подставляем о-л.р. — open-loop tracker — астроизмерительная система либо m-s.m. — magnetometer-solar sensors system — магнито-солнечная система). $T = t_{k+1} - t_k = \text{const}$ — временной интервал выдачи кватернионов.

В случае магнитных бурь МПЗ существенно искажается, и реальное измерение индукции МПЗ бортовыми магнитометрами будет существенно отличаться от модельного значения МПЗ для данной точки околоземного пространства [9]. Если используется МАИС, то при превышении абсолютной угловой скорости спутника свыше допустимой или «засветке» поля зрения МАИС Солнцем, МАИС не выдает угловые координаты [7].

Необходимо оценить управление ориентацией спутника управляющим моментом [6] при кратковременных перерывах в поступлении информации от его УИС и при отсутствии ДУС. Значения Λ и ω для управления ориентацией нужно оценивать или прогнозировать.

Получение линеаризованного уравнения системы (1), (2)

Для ориентации спутника в случае отсутствия бортовых измерений будем использовать линеаризованные уравнения для возмущений кинематических параметров (1) и возмущенного движения (2) [10], что даст возможность сравнительно просто получать множественную оценку возможных отклонений параметров ориентации от их оценки:

$$\dot{\varphi} = \Omega \varphi + 0,5 \Delta \omega, \quad (4)$$

$$\dot{\Delta \omega} = A \Delta \omega + J^{-1} M. \quad (5)$$

Здесь $\Omega = [(\omega_{\text{орг}} - \omega) \times]$; $A = J^{-1}([(J \omega) \times] - [\omega \times] J)$; $\Delta \omega$ — вариация абсолютной угловой скорости в проекциях на оси ССК; φ — вектор малого поворота, характеризующий ошибку ориентации.

Так как на спутник действуют неопределенные возмущения его углового движения, точное значение которых неизвестно, но которыми нельзя пренебречь, то уравнения (4), (5) запишем с учетом неопределенности [11] и, кроме того, в дискретном виде [12]:

$$\varphi_{n+1} = \tilde{\Omega}_n \varphi_n + \tilde{D}_k \Delta \omega_n + \tilde{v}_n, \quad (6)$$

$$\Delta \omega_{n+1} = \tilde{A}_n \Delta \omega_n + \tilde{B}_n M_n + \tilde{\xi}_n; \quad (7)$$

- 1) $n = 0, 1, 2, \dots$ — дискретное время БЦВМ; $\Delta t = t_{n+1} - t_n$;
- 2) $\tilde{\Omega}_n = \exp(\Omega(t_n) \Delta t) \approx I - \Omega(t_n) \Delta t + 0,5(\Omega(t_n) \Delta t)^2$; $\tilde{D}_n \approx 0,5(I \Delta t + 0,5\Omega(t_n)(\Delta t)^2)$;
- 3) $\tilde{v}_n \leq v_n \Delta t$ — погрешность приближения кинематического уравнения и определения ω_n ;

4) $\tilde{A}_n = \exp(A(t_n) \Delta t) \approx I + A(t_n) \Delta t + 0,5(A(t_n) \Delta t)^2$, где $A(t_n) = J^{-1}([(J\omega_n) \times] - [\omega_n \times] J)$;

$$5) \tilde{B}_n = A^{-1}(t_n)(\tilde{A}_n - I) J^{-1} \approx (I \Delta t + 0,5A(t_n)(\Delta t)^2) J^{-1};$$

6) $M_n = \text{const}$ при $t \in [t_n, t_{n+1})$;

7) $\tilde{\xi}_n \leq \xi_n \Delta t$ — вектор возмущений и погрешностей, в него входят: отклонение главных центральных осей инерции спутника от расчетных; отклонение модуля вектора управляющего момента M_n и его направления от требуемых значений; моменты возмущения от внешних сил; погрешности приближения уравнения динамики.

Пусть векторы ξ_n и v_n принадлежат известным эллипсоидальным множествам [11]:

$$\tilde{\xi}_n^T \Xi_n^{-1} \tilde{\xi}_n \leq 1, \quad (8)$$

$$\tilde{v}_n^T N_n^{-1} \tilde{v}_n \leq 1, \quad (9)$$

$\Xi_n = \Xi_n^T > 0$, $N_n = N_n^T > 0$ — вещественные положительно-определенные матрицы.

Алгоритм получения оценки кватерниона ориентации в общем виде

Запишем кватернион ориентации Λ в виде произведения кватерниона оценки ориентации $\hat{\Lambda}$ на кватернион ошибки оценки ориентации [13] с нормировкой на «единицу»:

$$\Lambda = \hat{\Lambda} \circ [1, \varphi^T] \|\hat{\Lambda} \circ [1, \varphi^T]\|^{-1/2}, \quad (10)$$

$[1, \varphi^T]$ — кватернион ошибки со скалярной частью, равной единице и векторной частью φ .

При отсутствии данных от МАИС или МСС оценку кватерниона [14] с нормированием (10) получаем так:

$$\hat{\Lambda}_{n+1} = \hat{\Lambda}_{n+1|n} \circ [1, \hat{\varphi}_{n+1}^T] \|\hat{\Lambda}_{n+1|n} \circ [1, \hat{\varphi}_{n+1}^T]\|^{-1/2}, \quad (11)$$

$$\hat{\Lambda}_{n+1|n} = \exp(\Phi(\tilde{\omega}_n) \Delta t) \hat{\Lambda}_n, \quad e_{N,n} = \begin{bmatrix} 2(\hat{\lambda}_{1,n} \hat{\lambda}_{2,n} + \hat{\lambda}_{0,n} \hat{\lambda}_{3,n}) \\ \hat{\lambda}_{0,n}^2 - \hat{\lambda}_{1,n}^2 + \hat{\lambda}_{2,n}^2 - \hat{\lambda}_{3,n}^2 \\ 2(\hat{\lambda}_{2,n} \hat{\lambda}_{3,n} - \hat{\lambda}_{0,n} \hat{\lambda}_{1,n}) \end{bmatrix}, \quad \Phi(\tilde{\omega}_n) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{\omega}_n^T \\ \tilde{\omega}_n & \tilde{\Omega}_k \end{bmatrix},$$

$$\tilde{\omega}_n = \omega_n - |\omega_*| e_{N,n}; \quad \tilde{\Omega}_n = [\tilde{\omega}_n \times];$$

$\exp(\Phi(\tilde{\omega}_n)\Delta t) \approx I + \Phi(\tilde{\omega}_n)\Delta t + 0,5(\Phi(\tilde{\omega}_n)\Delta t)^2$. Здесь $\tilde{\omega}_n$ — относительная угловая скорость; $e_{N,n}$ — представление в ССК орта оси ОСК, нормальной к плоскости орбиты [4], $\hat{\phi}_{n+1}$ определяется по формуле (6) без учета неопределенности \tilde{v}_n . Начальное значение $\hat{\Lambda}_n$, подставляемое в (11), получается так: $\hat{\Lambda}_{n=1} = \Lambda_k^* \circ \Lambda_{IRS}^{ORS,k}$. Здесь Λ_k^* — последнее поступившее измерение от МАИС или МСС, а $\Lambda_{IRS}^{ORS,k}$ — кватернион перехода от инерциальной СК (ИСК) к ОСК в момент k , поскольку, например, МАИС выдает в подсистему определения и управления ориентацией (ПОУО) спутника кватернион перехода из инерциальной СК (ИСК) в ССК [7]. $\Lambda_{IRS}^{ORS,k}$ — вычисляется в ПОУО по показаниям УИС и GPS для точки орбиты в момент k .

При отсутствии данных от ДУС оценку угловой скорости получаем так:

$$\hat{\omega}_{n+1} = \hat{\omega}_n + \hat{\Delta\omega}_{n+1}, \quad (12)$$

где $\hat{\Delta\omega}_{n+1}$ определяется по формуле (7) без учета неопределенности $\tilde{\xi}_n$. Соответственно в формулы формирования Ω_n и A_n и в (11) подставляется $\hat{\omega}_n$.

Алгоритм гарантированного эллипсоидального оценивания

Для построения эллипсоидальных множеств возможных значений $\Delta\omega_{k+1}$ и ϕ_{k+1} только по уравнениям (6), (7) (при отсутствии измерений) воспользуемся алгоритмами [11, 15]:

$$Q_{\Delta\omega,n+1} = \gamma_n \tilde{A}_k Q_{\Delta\omega,n} \tilde{A}_k^T + \frac{\gamma_n}{\gamma_n - 1} \Xi_n, \quad (13)$$

$$Q_{\phi,n+1} = \rho_n (\beta_n \tilde{\Omega}_n Q_{\phi,n} \tilde{\Omega}_n^T + \frac{\beta_n}{\beta_n - 1} \tilde{D}_n Q_{\Delta\omega,n} \tilde{D}_n^T) + \frac{\rho_n}{\rho_n - 1} N_n. \quad (14)$$

Здесь $Q_{\Delta\omega,n} = Q_{\Delta\omega,n}^T > 0$, $Q_{\phi,n} = Q_{\phi,n}^T > 0$ — вещественные положительно-определенные матрицы; $Q_{\Delta\omega,n=1} = N_n = N = \text{const}$; $Q_{\phi,n=1} = \Xi_n = \Xi = \text{const}$; $\beta_n, \gamma_n, \rho_n > 0$ — скалярные параметры, значения которых определяются решением алгебраического уравнения для каждого параметра согласно принятому критерию оптимизации — минимуму объема эллипсоида. В общем случае, когда матрицы Ξ, N невырождены, пользуемся алгоритмом [11]. Если помеха имеет скалярный вид, а именно, действует только по одной координате, лучше пользоваться алгоритмом [15].

В случае, когда работоспособны либо магнитометры, либо датчики Солнца, для оценивания углового положения (без показаний ДУС) используем алгоритм [16].

Уравнение измерений, например вектора индукции МПЗ, запишем в виде

$$\hat{\Delta b}_k = 2[\hat{b}_k \times] \phi_k + \eta_{m.f.,k}, \quad \hat{b}_k = \hat{\Lambda}_k^* \circ b_k^{IRS} \circ (\hat{\Lambda}_k^*)^{-1}, \quad \eta_{m.f.,k}^T H_k^{-1} \eta_{m.f.,k} \leq 1, \quad (15)$$

где $\hat{\Lambda}_k \circ (\Lambda_{IRS}^{ORS,k})^{-1} = \hat{\Lambda}_k^*$; $\hat{\Lambda}_k$ — кватернион, рассчитанный по формуле (11); $(\hat{\Lambda}_k^*)^{-1}$ означает сопряженный кватернион; b_k^{IRS} — вектор-орт индукции МПЗ, представленный в принятой ИСК и рассчитанный с помощью модели МПЗ [9] для текущего положения спутника, полученного бортовой аппаратурой GPS; индекс k — номер измерения, вообще говоря, не совпадающий с индексом n , но кратный ему; $H_k = H_k^T > 0$ — вещественная положительно-определенная матрица, далее полагаемая $H_k = H = \text{const}$.

Из того, что $[\hat{b}_k \times] \in R^{3 \times 3}$ и $\text{rank} [\hat{b}_k \times] = 2$, следует, что обратить данную матрицу для нахождения φ_k нельзя. Таким образом, обработка вектора измерений $\hat{\Delta b}_k$ будет покомпонентная [17]:

$$\bar{\varphi}_{k+i} = \tau_{k+i-1} \frac{\bar{Q}_{\varphi, k+i-1} h_{k+i-1}^{(i)T}}{e_{k+i-1}^2} \hat{\Delta b}_k^{(i)}, \quad i = \overline{1, 3}, \quad (16)$$

$$\hat{\Delta b}_k^{(i)} = (2[\hat{b}_k \times] \varphi_k + v_{m.f.,k})^{(i)}, \quad (17)$$

$\bar{Q}_{\varphi, k} \equiv Q_{\varphi, k+1}$ и получена по формуле (14); $h_{k+i-1}^{(i)}$ — i -я строка матрицы $H_{k+i-1} = [\hat{b}_{k+i-1} \times]$; $e_{k+i-1}^2 = h_{k+i-1}^{(i)} \bar{Q}_{\varphi, k+i-1} h_{k+i-1}^{(i)T}$; τ_{k+i-1} — шаг алгоритма [18]. Тогда

$$\tau_{k+i-1} = \frac{1 + m(\sigma_{k+i-1}^2 - \chi_{k+i-1}^2)}{1 + n\sigma_{k+i-1}^2}, \quad 0 \leq \tau_{k+i-1} < 1, \quad (18)$$

где $\sigma_{k+i-1} = \frac{\hat{\Delta b}_{k+i-1}}{e_{k+i-1}}$, $(\chi_{k+i-1}^{(i)})^2 = \frac{(d^{(i)})^2}{e_{k+i-1}^2}$; $m = 3$ — размерность вектора состояний системы; $d^{(i)}$ — интервальное ограничение для i -й компоненты вектора погрешности наблюдения $v_{m.f.,k}$:

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{\varphi, k+i} = & \left(\bar{Q}_{\varphi, k+i-1} - \tau_{k+i-1} \frac{\bar{Q}_{\varphi, k+i-1} h_{k+i-1}^{(i)T} h_{k+i-1}^{(i)} \bar{Q}_{\varphi, k+i-1}}{e_{k+i-1}} \right) \times \\ & \times \left(1 + \tau_{k+i-1} \left(\frac{(\chi_{k+i-1}^{(i)})^2}{(1 - \tau_{k+i-1})} - \sigma_{k+i-1}^2 \right) \right). \end{aligned} \quad (19)$$

Получив $\bar{Q}_{\varphi, k+3}$ по формуле (19), принимаем $Q_{\varphi, k+1} \equiv \bar{Q}_{\varphi, k+3}$ для подстановки в правую часть (14). Соответственно после получения по формуле (16) $\bar{\varphi}_{k+3}$ принимаем $\hat{\varphi}_{k+1} \equiv \bar{\varphi}_{k+3}$ для подстановки в правую часть (11). Оценка угловой скорости осуществляется по формуле (7).

При достижении значений углового положения и угловой скорости, обеспечивающих работоспособность МАИС либо МСС, текущие модельные значения $\hat{\Lambda}_{k+1}^*$ заменяются данными ПОУО на основе показаний МАИС (МСС), а $\hat{\omega}_{k+1}$ вычисляется по формуле (3). Уравнение (7) для оценки абсолютной угловой скорости спутника можно исключить, как показано в компьютерном моделировании, значение $\hat{\omega}_{k+1}$, получаемое с помощью уравнения (7), намного грубее, чем полученное по формуле (3) при использовании показаний МАИС.

Если ориентация из известного заданного положения осуществляется либо только по магнитометрам, либо по датчикам Солнца, исключение уравнения (7) может оказаться преждевременным в случае управляемого вращения спутника вокруг оси, коллинеарной вектору индукции магнитного поля Земли (МПЗ) или вектору направления на Солнце. Тогда по уравнению (7) можно прогнозировать вращение вокруг упомянутой оси.

Компьютерное моделирование

Для демонстрации работы алгоритма ориентации проведем компьютерное моделирование. Параметры спутника — априорные и фактические, законы фор-

мирования управляющего и возмущающего моментов, начальные и конечные угловые скорости и положения спутника взяты без изменения из работ [6, 17].

$J_{\text{apг}}$ и J_{real} — матричного расчетного и фактического ТИ, в $\text{кг} \cdot \text{м}^2$:

$$J_{\text{apг}} = \begin{bmatrix} 90 & 0 & 0 \\ 0 & 60 & 0 \\ 0 & 0 & 90 \end{bmatrix}, J_{\text{real}} = \begin{bmatrix} 90 & -0,2 & 0,2 \\ -0,2 & 60 & 0,1 \\ 0,2 & 0,1 & 90 \end{bmatrix}.$$

Запишем начальные скорость и ориентацию: $\omega(0) = (0, 0, 0)^T$, $\Lambda(0) = 0,5\sqrt{3}(1, 1/3, 1/3, 1/3)^T$. Кватерниону $\Lambda(0)$ соответствует поворот спутника на угол 60° вокруг оси, которая определяется в ССК и ОСК одинаковыми направляющими косинусами $\cos(\bar{e}, x_i) = \cos(\bar{e}, y_i) = \sqrt{3}/3$, $i = 1, 2, 3$, где x_i, y_i — оси соответствующих СК, \bar{e} — единичный вектор оси поворота спутника. Заданные конечные скорость и ориентация: $\Lambda_S = (\pm 1, 0, 0, 0)^T$, $\omega_S = (0, 0, 0)^T$. Управляющий момент, приложенный к спутнику со стороны гиродинов, формируется на основе расчетного ТИ:

$$M = \alpha C^T(\Lambda) \Lambda_S \text{sign}(\Lambda_S^T \Lambda) - K(\omega - \omega_S) + \mu_\omega[\omega \times] J \omega, \quad \alpha = 5,$$

$$K = \text{diag}\{10, 10, 10\}, \quad \mu_\omega = 1.$$

Внешнее возмущение запишем так: $\xi_i = b_i \sin(f_0 t + \beta_i)$, $b_i = 10^{-4}$, $i = \overline{1, 3}$, $f_0 = 6$, $\beta_1 = 0$, $\beta_2 = \frac{\pi}{4}$, $\beta_3 = \frac{\pi}{2}$.

Погрешность кватерниона ориентации, выдаваемого МАИС, моделируется так, как показано в работе [18]. При этом максимальные погрешности (3σ): для угла вращения — $45''$, для отклонения оси вращения — $6''$. Полагаем, что спутник движется по круговой орбите с высотой 650 км и наклоном 98° . Направление вектора индукции МПЗ в ИСК в точке ориентации принято $\bar{b}_0 = [1, 0, 0]$ и считается неизменным на протяжении всего времени. Данное предположение не сужает общность моделирования. «Неизвестный» сдвиг нулей магнитометров (в пересчете в угловое отклонение измеряемого вектора) ограничен величиной 0,04 рад [14, 19] и на протяжении всего времени ориентации остается постоянным. Модуль максимальной погрешности определения угловой скорости по линейной дискретной модели (7) принят равным 0,02 рад/с. В качестве ДУС взят блок лазерных ДУС производства КП СПС «Арсенал» [20].

Будем моделировать ориентацию спутника в течение 100 с для таких вариантов (возмущающий момент действует на спутник во всех вариантах):

- 1) ориентация по реальным данным: угловой скорости, угловому положению и фактическому ТИ;
- 2) ориентация только по показаниям МАИС с вычислением угловой скорости по формуле (3) с расчетным ТИ;
- 3) ориентация с «ослеплением» МАИС на интервале 6...20 с и управлением по линейной дискретной модели (6), (7) и алгоритму наблюдателя (11)–(19) с измерениями (15) и расчетным ТИ;
- 4) то же, что и вариант 3), но без наблюдателя.

Результаты моделирования приведены на рисунках, на которых показаны элементы истинных кватерниона ориентации и вектора абсолютной угловой скорости спутника. Моделирование ориентации по измерительной информации МАИС и блока ДУС показало, что различие в сравнении с ориентацией по варианту 2) весьма мало и поэтому результаты здесь не приводятся.

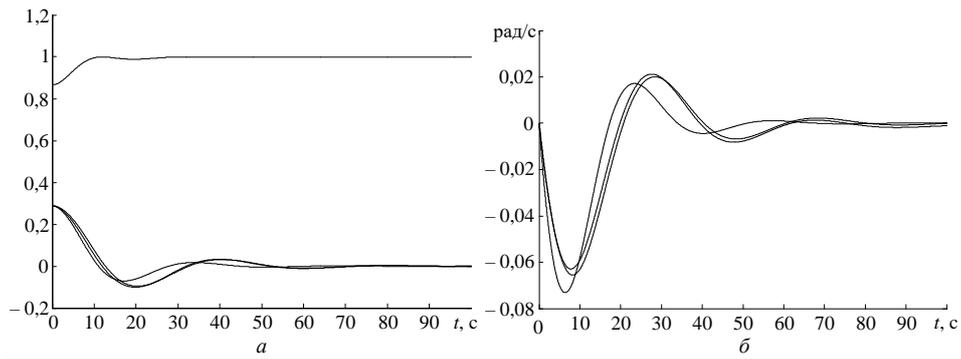


Рис. 1

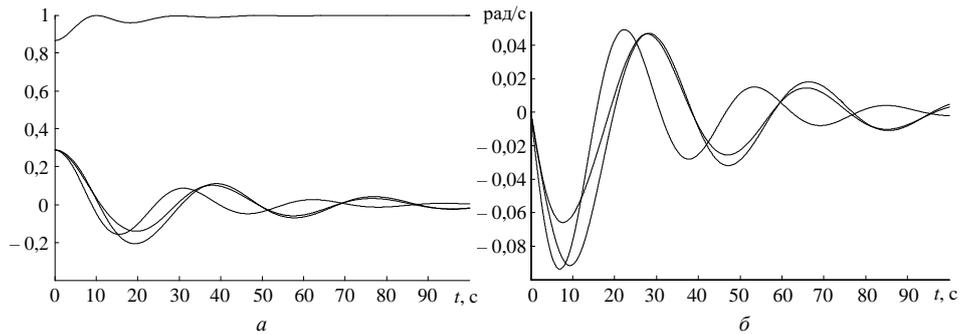


Рис. 2

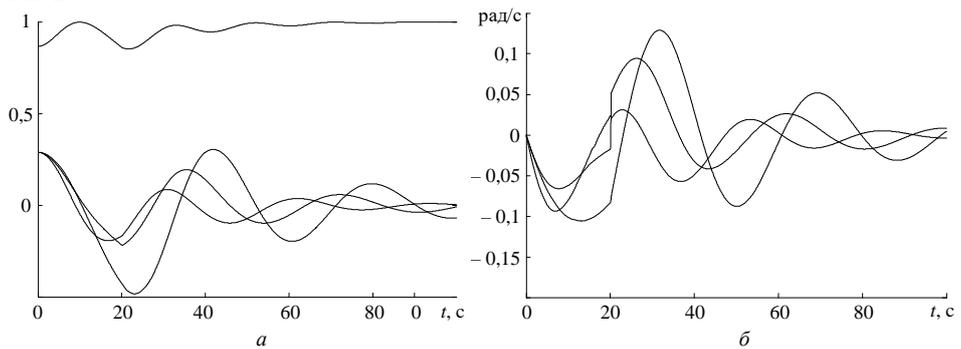


Рис. 3

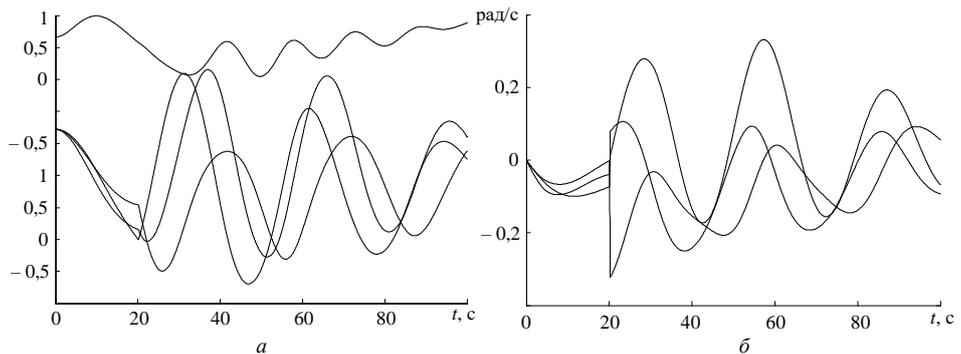


Рис. 4

Заключение

Из представленных графиков видно, что при используемых значениях параметров управляемая ориентация имеет место даже при кратковременном исчезновении измерительной информации, при этом на основе только линеаризованных динамического уравнения Эйлера и кинематического уравнения. При использовании измерительной информации от бортового магнитометра, а именно, о положе-

*Международный научно-технический журнал
«Проблемы управления и информатики», 2018, № 2*

нии вектора индукции МПЗ в ССК качество ориентации улучшается (см. рис. 3 и 4). Хорошее качество ориентации обеспечивается при управлении по информации только от МАИС. Использование ДУС при этом практически не улучшает качество ориентации (результаты моделирования здесь не приведены).

Допустим, что спутник вращается вокруг неустойчивой динамической оси (например, после отделения от носителя), а погрешность определения вектора индукции МПЗ допускает его коллинеарность с осью вращения спутника. Тогда ориентация спутника и управление ею на основе линеаризованного динамического уравнения Эйлера с помощью измерения положения только одного вектора в связанной системе координат (в данном случае вектора индукции МПЗ) будет невозможной. Для такого случая необходимо определить условия применимости алгоритма оценивания и закона управления.

О.В. Шолохов

ПРО ОДИН РОБАСТНИЙ АЛГОРИТМ ЕЛПСОЇДАЛЬНОГО ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ОРІЄНТАЦІЇ ШТУЧНОГО СУПУТНИКА ЗЕМЛІ

Розглянуто рух штучного супутника Землі навколо свого центра мас. При короткочасному порушенні роботи бортових датчиків, що вимірюють кути орієнтації й абсолютну кутову швидкість, в алгоритмі для оцінки зазначених параметрів додатково використовується динамічне рівняння Ейлера. Оскільки фактичні й апріорні дані про тензор інерції супутника й зовнішніх впливів, що збурюють рух, можуть відрізнятися, алгоритму додана властивість робастності. Множини можливих значень параметрів, які оцінюються, і зовнішніх впливів, що збурюють кутовий рух супутника, обмежені відповідними еліпсоїдами.

A.V. Sholokhov

ON A ROBUST ALGORITHM OF ELLIPSOIDAL ESTIMATING PARAMETERS OF ARTIFICIAL EARTH SATELLITE ORIENTATION

Orientation control of the artificial satellite of the Earth is considered. Entry of the measuring information from onboard measurement systems of orientation angles and from absolute angular rate sensors can be for short-term interrupted. In this case in the algorithm of the orientation parameters estimation in addition Euler's dynamic equation is used. As actual and aprioristic data about a tensor of inertia of the satellite and external revolting effects can differ, robustness property is given to algorithm. The probable sets values of estimated parameters and vector of external disturbances of the satellite angular motion are limited by ellipsoids.

1. *Попов В.И.* Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов: 2-е изд. перер. и доп. — М. : Машиностроение, 1986. — 184 с.
2. *Алексеев К.Б.* Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. — М. : Машиностроение, 1977. — 120 с.
3. *Коваленко А.П.* Магнитные системы управления космическими аппаратами. — М. : Машиностроение, 1975. — 248 с.
4. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И., Штепа Ю.Н.* Магнитная система управления движением микроспутника // Космічна наука і технологія. — 1996. — 2, № 5-6. — С. 17–25.
5. *Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М. : Наука, 1973. — 320 с.
6. *Волосов В.В., Куценко И.А., Селиванов Ю.А.* Разработка и исследование робастных алгоритмов эллипсоидального оценивания инерционных характеристик космического аппарата,

- управляемого силовыми гироскопами // Проблемы управления и информатики. — 2005. — № 4. — С. 124–139.
7. *Ворох С.А., Лихолит Н.И., Троицкий Е.Б.* Малогабаритная астроизмерительная система для определения ориентации КА «Микросат» // Матеріали XI Міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2013», 21-23 травня. — Київ, 2013. — 4, разд. 27. — С. 45–51.
 8. *Овчинников М.Ю., Пеньков В.И.* Пассивная система ориентации наноспутника MUNIN // Космические исследования. — 2002. — 40, № 2. — С. 156–170.
 9. <http://www.ngdc.noaa.gov/geomag/magfield.shtml>
 10. *Егоров С.Н.* Об использовании уравнений динамики при синтезе алгоритмов определения ориентации // Космические исследования. — 1992. — 30, вып. 1. — С. 38–44.
 11. *Черноусько Ф.Л.* Оценка фазового состояния динамических систем: метод эллипсоидов. — М. : Наука, 1988. — 320 с.
 12. *Стрейц В.* Метод пространства состояний в теории дискретных линейных систем управления. — М. : Наука, 1985. — 296 с.
 13. *Gebre-Egziabher D., Elkaim G.H., Powell J.D., Parkinson B.W.* A gyro-free quaternion-based attitude determination system suitable for implementation using low cost sensors // IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium. — 2000. — № 3. — P. 185–192.
 14. *Мелащенко О.М., Рижков Л.М.* Оцінювання кутової орієнтації мікросупутника еліпсоїдальним фільтром // Наукові вісті НТУУ «КПІ». Приладобудування та інформаційно-вимірювальна техніка. — 2010. — № 1. — С. 146–150.
 15. *Бакан Г.М., Шолохов А.В.* К задаче гарантированного оценивания точности управляемой линейной системы // Системні дослідження та інформаційні технології. — 2005. — № 4. — С. 44–51.
 16. *Шолохов А.В.* Разработка робастного алгоритма гарантированного оценивания состояний линейной управляемой системы // Компьютинг. — 2011. — 10, вып. 3. — С. 235–248.
 17. *Шолохов А.В.* Исследование одного робастного алгоритма эллипсоидального оценивания при определении массы и положения центра масс космического аппарата // Техническая механика. — 2013. — № 3. — С. 103–116.
 18. *Шолохов А.В.* Математическая модель погрешности приборного кватерниона ориентации спутника, получаемого с малогабаритной астроизмерительной системы, и компьютерное моделирование погрешности // Сучасні проблеми математичного моделювання, прогнозування та оптимізації. Збірник наукових праць за матеріалами сьомої міжнародної наукової конференції. — Кам'янець-Подільський : Кам'янець-Подільський національний університет імені Івана Огієнка, 2016. — С. 84–97.
 19. *Лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» / Д.С. Иванов, С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников, Д.С. Ролдугин, С.С. Ткачев.* — <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2011-40>
 20. http://www.arsenalcdb.com.ua/images/pdfs/ua/3_1_2.pdf

*Получено 07.04.2017
После доработки 18.07.2017*