

П. В. ВАСИЛЬЕВ, А. В. МЕЛЕШКО, В. В. ПЯТКОВ

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ КОРРЕКТИРУЕМОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Предложена модель динамики расширенного вектора состояния комплексной системы в составе бесплатформенной инерциальной навигационной и неавтономной радионавигационной систем. Представлен алгоритм оценивания непосредственно не наблюдаемых погрешностей акселерометров и гироскопов с целью коррекции их показаний в процессе дальнейшей автономной работы инерциальной навигационной системы.

Ключевые слова: инерциальная навигация, акселерометр, гироскоп, уравнение ошибок, коррекция, комплексная система.

Одним из основных источников информации для систем управления летательных аппаратов (ЛА) ограниченного радиуса действия являются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), применяемые в ракетно-космической технике [1]. К точности выведения таких ЛА с бортовой телевизионной или радиотехнической системой в заданную область инерциального пространства предъявляются повышенные требования. Вследствие ограничений, накладываемых на систему захвата следящих телевизионных и радиотехнических систем.

Для повышения точности определения местоположения ЛА показания БИНС корректируют по данным внешней неавтономной радионавигационной системы (НРНС) [1, 2].

Настоящая работа посвящена разработке алгоритма, обеспечивающего коррекцию выходных показаний БИНС летательного аппарата ограниченного радиуса действия, а также погрешностей первичных измерителей БИНС (акселерометров и гироскопов). Алгоритм разрабатывается на основе рассматриваемых моделей показаний БИНС и НРНС.

Модель динамики ЛА в инерциальной системе координат на основе БИНС. Известно, что задачу навигации летательных аппаратов ограниченного радиуса действия удобно решать в стартовой системе координат, неподвижной относительно земной поверхности [1]. Начало этой системы фиксируется относительно центра Земли в момент начала работы БИНС, а положение ЛА определяется проекциями x_n, y_n, z_n вектора, проведенного из начала координат до ЛА.

Работа бесплатформенной инерциальной навигационной системы летательного аппарата основана на решении уравнения инерциальной навигации [2, 3]:

$$\ddot{\mathbf{x}}_n = (\ddot{x}_n, \ddot{y}_n, \ddot{z}_n)^T = \mathbf{D}^T \ddot{\mathbf{x}}_1 + \mathbf{g}, \quad (1)$$

где $\ddot{\mathbf{x}}_1$ — вектор кажущихся ускорений в связанной с центром масс ЛА системе координат $CX_1Y_1Z_1$; $\mathbf{D}^T \ddot{\mathbf{x}}_1 = \ddot{\mathbf{x}}_n$ — вектор кажущихся ускорений в инерциальной системе координат (ИСК) $O_nX_nY_nZ_n$ с началом на поверхности Земли;

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \vartheta \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \sin \gamma - \cos \vartheta \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \sin \gamma + \sin \vartheta \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \vartheta \cos \gamma - \cos \vartheta \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix}$$

— матрица ориентации связанной системы координат $CX_1Y_1Z_1$ относительно $O_nX_nY_nZ_n$; \mathbf{g} — вектор гравитационного ускорения; T — символ транспонирования; ϑ, ψ, γ — углы рыскания, тангажа и крена ЛА соответственно.

Уравнение (1) решается посредством двукратного численного интегрирования. Таким образом, для каждого момента времени получается вектор состояния ЛА $\mathbf{y}_n = (\mathbf{x}_n^T, \mathbf{V}_n^T)^T = (x_n(n), y_n(n), z_n(n), V_{nx}(n), V_{ny}(n), V_{nz}(n))^T$, компоненты которого состоят из проекций положения ЛА и его вектора скорости на оси ИСК.

Модель инструментальных погрешностей БИНС. Практически все возмущающие факторы, вызывающие медленно меняющиеся ошибки (ММО) первичных измерителей, приводят к смещению „нулей“ $\Delta\ddot{x}_{10}$, $\Delta\ddot{y}_{10}$, $\Delta\ddot{z}_{10}$ и изменению наклона статических характеристик $K_{\ddot{x}_1}$, $K_{\ddot{y}_1}$, $K_{\ddot{z}_1}$ соответствующих акселерометров, а также к смещению нулей $\Delta\psi_0$, $\Delta\vartheta_0$, $\Delta\gamma_0$ и возникновению скорости уходов ω_ψ , ω_ϑ , ω_γ соответствующих измерителей углового положения (гироскопов) [3, 4]. Величины K_a ($a = \ddot{x}_1, \ddot{y}_1, \ddot{z}_1$) определяют появление относительных составляющих ошибок измерителей. Таким образом, модели ММО акселерометров Δa и гироскопов Δb БИНС можно описать выражениями [3, 4]:

$$\Delta a = \Delta a_0 + K_a a \quad (a = \ddot{x}_1, \ddot{y}_1, \ddot{z}_1); \quad \Delta b = \Delta b_0 + \omega_b t \quad (b = \psi, \vartheta, \gamma).$$

При этом считаются известными среднеквадратические отклонения σ_i ($i = 1—12$) данных ошибок.

Значения медленно меняющихся ошибок измерителей БИНС (акселерометров и гироскопов) ЛА ограниченного радиуса действия на небольших интервалах времени можно считать постоянными [2, 3].

После выведения ЛА в области очень малой плотности атмосферы величины $K_{\ddot{y}_1}$, $K_{\ddot{z}_1}$, $\Delta\gamma_0$, ω_γ практически не вносят вклад в общую ошибку инерциальной навигации [3], и полностью наблюдаемый до момента отсечки двигательной установки вектор ММО имеет вид [3]:

$$\mathbf{x}_M = (\Delta\ddot{x}_{10}, \Delta\ddot{y}_{10}, \Delta\ddot{z}_{10}, K_{\ddot{x}_1}, \Delta\psi_0, \Delta\vartheta_0, \omega_\psi, \omega_\vartheta)^T, \quad (2)$$

$$M[\mathbf{x}_M] = 0; \quad \mathbf{P}_M(0) = \text{diag}\{\sigma_{Mii}^2\} \quad (i = 1—8),$$

где M — математическое ожидание, \mathbf{P}_M — ковариационная матрица ошибок.

Алгоритм оценивания медленно меняющихся ошибок первичных измерителей БИНС. В качестве НРНС могут использоваться спутниковые радионавигационные системы или радиолокационные системы, основанные на запросно-ответных методах, позволяющие измерить угловые координаты и расстояния от наземных РЛС до подвижного объекта и рассчитать его координаты в ИСК, а по приращению координат — составляющие скорости подвижного объекта [5].

В работе рассматриваются этап оценивания инструментальных погрешностей жестко связанной интегрированной системы и автономная работа БИНС после получения достоверных оценок $\hat{\mathbf{x}}_M$ [6]. В жестко связанной интегрированной системе БИНС и НРНС обеспечивают состав измерений для общего вычислительного блока, в котором реализован единый фильтр Калмана. Оценивание координат ЛА в такой системе выполняется по разности в показаниях указанных навигационных систем.

Записав уравнение (1) в приращениях и линеаризовав его, получим дифференциальное уравнение ошибок инерциальной навигации в векторно-матричной форме [3]:

$$\Delta\ddot{\mathbf{x}}_n = \mathbf{D}^T \Delta\ddot{\mathbf{x}}_1 + \Delta\psi \frac{\partial \mathbf{D}^T}{\partial \psi} \ddot{\mathbf{x}}_1 + \Delta\vartheta \frac{\partial \mathbf{D}^T}{\partial \vartheta} \ddot{\mathbf{x}}_1 + \Delta\gamma \frac{\partial \mathbf{D}^T}{\partial \gamma} \ddot{\mathbf{x}}_1 + \Delta\mathbf{g}, \quad (3)$$

где Δ — ошибки.

Метод линеаризации предполагает разложение нелинейной функции $\Delta\ddot{\mathbf{x}}_и = \mathbf{q}(\Delta\ddot{\mathbf{x}}_1, \Delta\psi, \Delta\vartheta, \Delta\gamma) = \mathbf{q}(a_1, \dots, a_m)$ в ряд Тейлора с последующим исключением остаточного члена $\mathbf{q}_{\text{ост}} = \frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^m \frac{\partial^2 \mathbf{q}}{\partial a_i \partial a_j} (\Delta a_i \Delta a_j)$ с нелинейными составляющими [1—4]. В этом случае

разложение допустимо, поскольку ввиду малости значений Δa_i и Δa_j их произведение на несколько порядков меньше каждой из этих величин. По этой же причине на практике вектором $\Delta \mathbf{g}$ пренебрегают ввиду малости значений его компонентов в сравнении с остальными слагаемыми выражения (3).

Неавтономная радионавигационная система определяет координаты ЛА $\tilde{\mathbf{x}}_и(n) = (\tilde{x}_и(n), \tilde{y}_и(n), \tilde{z}_и(n))^T$ и оценивает проекции его скорости $\tilde{\dot{\mathbf{x}}}_и(n) = (\tilde{\dot{x}}_и(n), \tilde{\dot{y}}_и(n), \tilde{\dot{z}}_и(n))^T$ в ИСК.

Значения ММО измерителей НРНС могут быть определены при их калибровке и в дальнейшем учтены при обработке измерений. Поэтому измерения НРНС представляются в виде [5]:

$$\mathbf{y}(n) = \tilde{\mathbf{y}}_и(n) + \mathbf{f}(n),$$

где $\tilde{\mathbf{y}}_и = (\tilde{\mathbf{x}}_и^T, \tilde{\dot{\mathbf{x}}}_и^T)^T$ — (6×1)-вектор, составленный из (3×1)-вектора координат $\tilde{\mathbf{x}}_и^T$ и (3×1)-вектора составляющих скорости $\tilde{\dot{\mathbf{x}}}_и^T$ ЛА в ИСК; \mathbf{f} — (6×1)-вектор ошибок измерения с известным законом распределения; $\mathbf{y} = (\mathbf{x}_в^T, \dot{\mathbf{x}}_в^T)^T$ — (6×1)-вектор измерений, соответствующий вектору $\mathbf{y}_и$, n — дискретное время.

Введя в рассмотрение непосредственно наблюдаемый вектор разности $\mathbf{x}_н = (\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta \dot{x}, \Delta \dot{y}, \Delta \dot{z})^T$ как $\mathbf{x}_н(n) = \mathbf{y}_и(n) - \mathbf{y}(n)$, по результатам многократных измерений обеих измерительных систем можно получить оценки $\hat{\mathbf{x}}_н$ вектора $\mathbf{x}_н$ и в определенные моменты времени корректировать выходные показания БИНС посредством вычитания составляющих вектора $\hat{\mathbf{x}}_н$ из показаний $\mathbf{y}_и(n)$ [5].

Быстро меняющиеся ошибки измерения параметров вектора $\ddot{\mathbf{x}}_и$ достаточно хорошо сглаживаются в интеграторах навигационного контура БИНС, поэтому ошибки выходных показаний системы в основном обусловлены действием компонентов вектора ММО измерителей (2). Для повышения точности БИНС в перерывах между коррекциями ее выходных показаний следует оценивать компоненты вектора (2) с целью последующей коррекции данных первичных измерителей. Для этого введем расширенный вектор состояния динамической системы $\mathbf{x} = (\mathbf{x}_н^T, \mathbf{x}_м^T)^T$. Под системой понимается уравнение ошибок инерциальной навигации. Применяя метод пространства состояний [5], можно записать дифференциальное уравнение в виде $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \xi$, $\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0$, где ξ — вектор возмущений с параметрами $M[\xi] = 0$, $M[\xi\xi^T] = \mathbf{Q}$; матрица \mathbf{A} и матрица наблюдения \mathbf{C} имеют вид:

$$\mathbf{A}(n) = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I}\Delta t & 0 & 0 & 0'^T \\ 0 & 0 & \mathbf{D}^T & \Lambda_1 & \Lambda_2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0'^T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0'^T \\ 0' & 0' & 0' & 0' & 0'' \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}^T = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & 0 \\ 0 & \mathbf{I} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0' & 0' \end{bmatrix},$$

где \mathbf{I} — единичная матрица; $0''$ — нулевая (2×2)-матрица; $0'$ — нулевые (2×3)-матрицы; 0 — нулевые (3×3)-матрицы; Λ_1, Λ_2 — матрицы, полученные из выражения (1):

$$\Lambda_1 = \begin{bmatrix} \alpha_{11}\ddot{x}_1\Delta t & \alpha_{11}\Delta t & \alpha_{12}\Delta t \\ \alpha_{12}\ddot{x}_1\Delta t & \alpha_{21}\Delta t & \alpha_{22}\Delta t \\ \alpha_{13}\ddot{x}_1\Delta t & \alpha_{31}\Delta t & \alpha_{32}\Delta t \end{bmatrix}, \quad \Lambda_2 = \begin{bmatrix} \alpha_{11}n\Delta t^2 & \alpha_{12}n\Delta t^2 \\ \alpha_{21}n\Delta t^2 & \alpha_{22}n\Delta t^2 \\ \alpha_{31}n\Delta t^2 & \alpha_{32}n\Delta t^2 \end{bmatrix}.$$

Здесь элементы α_{ij} получены из матрицы

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{11}^{\Psi}\ddot{x}_1 + d_{21}^{\Psi}\ddot{y}_1 + d_{31}^{\Psi}\ddot{z}_1 & d_{11}^{\Theta}\ddot{x}_1 + d_{21}^{\Theta}\ddot{y}_1 + d_{31}^{\Theta}\ddot{z}_1 & d_{21}^{\Upsilon}\ddot{y}_1 + d_{31}^{\Upsilon}\ddot{z}_1 \\ 0 & d_{12}^{\Theta}\ddot{x}_1 + d_{22}^{\Theta}\ddot{y}_1 + d_{32}^{\Theta}\ddot{z}_1 & d_{22}^{\Upsilon}\ddot{y}_1 + d_{32}^{\Upsilon}\ddot{z}_1 \\ d_{13}^{\Psi}\ddot{x}_1 + d_{23}^{\Psi}\ddot{y}_1 + d_{33}^{\Psi}\ddot{z}_1 & d_{13}^{\Theta}\ddot{x}_1 + d_{23}^{\Theta}\ddot{y}_1 + d_{33}^{\Theta}\ddot{z}_1 & d_{23}^{\Upsilon}\ddot{y}_1 + d_{33}^{\Upsilon}\ddot{z}_1 \end{bmatrix};$$

d_{ij}^b — частная производная соответствующего элемента матрицы \mathbf{D} по параметру b .

Вводя уравнение наблюдения как $\mathbf{z}(n) = \mathbf{C}\mathbf{x}(n) + \mathbf{f}(n)$ и матрицу экстраполяции $\Phi(n) = \mathbf{I}' + \mathbf{A}(n)\Delta t$ (здесь \mathbf{I}' — единичная матрица), можно использовать выражения для фильтра Калмана, с целью получения оптимальной оценки элементов расширенного вектора состояния динамической системы, в том числе и оценки $\hat{\mathbf{x}}_n(n)$ всех медленно меняющихся ошибок бортовых измерителей БИНС [1, 2]:

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(n) &= \Phi(n)\hat{\mathbf{x}}(n-1) + \mathbf{K}(n)\Delta\mathbf{u}(n), \quad \hat{\mathbf{x}}(0) = \hat{\mathbf{x}}_0, \\ \Delta\mathbf{u}(n) &= \mathbf{z}(n) - \mathbf{C}\Phi(n)\hat{\mathbf{x}}(n-1); \\ \mathbf{P}_3(n) &= \Phi(n)\mathbf{P}(n-1)\Phi^T(n) + \mathbf{Q}(n), \quad \mathbf{P}(0) = \mathbf{P}_0; \\ \mathbf{K}(n) &= \mathbf{P}_3(n)\mathbf{C}^T[\mathbf{C}\mathbf{P}_3(n)\mathbf{C}^T + \mathbf{R}(n)]^{-1}; \\ \mathbf{P}(n) &= \mathbf{P}_3(n) - \mathbf{K}(n)\mathbf{C}\mathbf{P}_3(n), \end{aligned} \right\}$$

где $\mathbf{K}(n)$ — весовая матрица; $\Delta\mathbf{u}(n)$ — вектор невязки; $\mathbf{P}_3(n)$, $\mathbf{P}(n)$ и $\mathbf{R}(n)$ — соответственно ковариационные матрицы ошибок экстраполяции, оценивания и измерения.

О точности оценивания медленно меняющихся ошибок измерителей БИНС можно судить по отношению следов Sp ковариационных матриц:

$$\delta(n) = \text{Sp}[\mathbf{K}_M(n)\mathbf{P}_{\text{нмэ}}(n)] / \text{Sp}\mathbf{P}_{\text{гм}}(n), \quad (4)$$

где \mathbf{K}_M , $\mathbf{P}_{\text{нмэ}}$ и $\mathbf{P}_{\text{гм}}$ — элементы блочных матриц,

$$\mathbf{K}(n) = \begin{bmatrix} \mathbf{K}_H(n) \\ \mathbf{K}_M(n) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{P}_3(n) = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\text{нэ}}(n) & \mathbf{P}_{\text{нмэ}}(n) \\ \mathbf{P}_{\text{мнэ}}(n) & \mathbf{P}_{\text{мэ}}(n) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{P}_\Gamma(n) = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\text{гн}}(n) & \mathbf{P}_{\text{гнм}}(n) \\ \mathbf{P}_{\text{гмн}}(n) & \mathbf{P}_{\text{гм}}(n) \end{bmatrix}.$$

Здесь $\mathbf{P}_\Gamma(n) = [\mathbf{F}(n)]^{-1} = [\Phi(n)^{-1T}\mathbf{F}(n-1)\Phi(n)^{-1} + \mathbf{C}^T\mathbf{R}^{-1}(n)\mathbf{C}]^{-1}$ — определяющая границу ковариаций ошибок оценивания (нижнюю границу Крамера-Рао) матрица, рассчитываемая путем обращения информационной матрицы Фишера $\mathbf{F}(n)$ [7].

В этом случае при выборе достаточно малой величины δ_3 критерием принятия решения по коррекции показаний первичных измерителей БИНС является условие:

$$\delta(n) \leq \delta_3. \quad (5)$$

Таким образом, до выполнения неравенства (5) по результатам совместной обработки координатной информации от БИНС и НРНС производится коррекция только показаний скоростей и координат БИНС. При выполнении (5) показания первичных измерителей БИНС корректируются в соответствии с оценкой $\hat{\mathbf{x}}_M$, далее БИНС может функционировать в автономном режиме, с коррекцией показаний ее первичных измерителей.

Моделирование работы алгоритма. Для проверки работоспособности алгоритма было проведено моделирование его работы на ЭВМ. В качестве подвижного объекта был выбран ЛА, выводимый за время t_B в заданную точку инерциального пространства.

Координаты точки выведения (x_B, y_B, z_B) ЛА в ИСК для разных значений времени полета t_B и углов курса φ задавались в соответствии с табл. 1. При этом наведение ЛА осуществлялось на основе расчета и компенсации значения прогнозируемого пролета [2].

Таблица 1

t_B, c	φ, M	x_B, KM	y_B, KM	z_B, M
300	0	790	286	0
	30	684	286	395
	50	508	286	605
400	0	1076	356	0
	30	932	356	538
	50	692	356	824
500	0	1360	408	0
	30	1178	408	680
	50	874	408	1042

Значения инструментальных погрешностей измерителей БИНС задавались в соответствии с табл. 2.

Таблица 2

Вид погрешности	Значение
$\Delta a_0, m/c^2$	$5,01 \cdot 10^{-2}$
K_a	$2,46 \cdot 10^{-2}$
$\Delta b_0, рад$	$5,25 \cdot 10^{-2}$
$\omega_b, рад/с$	$2,33 \cdot 10^{-4}$

Совместная работа БИНС и НРНС начиналась с 20-й секунды полета ЛА. Для работы фильтра Калмана задавались следующие исходные данные:

$$\mathbf{P}_H(0) = \text{diag}[\mathbf{P}_{Hii}], \mathbf{P}_{Hii} = 10^3 (i = 1 \text{ — } 6); \mathbf{P}_M(0) = \text{diag}[\mathbf{P}_{Mii}], \mathbf{P}_{Mii} = 10^3 (i = 1 \text{ — } 8);$$

$$\mathbf{P}_{HM}(0) = \mathbf{P}_{MH}(0) = 0; \mathbf{R}(n) = \text{diag}[\mathbf{R}_{ii}], \mathbf{R}_{ii} = 10^2 (i = 1 \text{ — } 6); \Delta t = 0,15 c.$$

Гауссов вектор ошибок измерения \mathbf{f} с ковариационной матрицей \mathbf{R} на входе фильтра формировался с помощью датчика случайных чисел.

На рис. 1 для примера приведены ошибки оценивания смещения нуля акселерометра $\varepsilon_{\Delta \hat{x}_{i0}} = \Delta \hat{x}_{i0} - \hat{\Delta x}_{i0}$ (кривая 1) и изменения наклона статической характеристики акселерометра $\varepsilon_{K_{\hat{x}i}} = K_{\hat{x}i} - \hat{K}_{\hat{x}i}$ (2) в переходном режиме работы фильтра Калмана. На рис. 2 приведен график изменения отношения следов ковариационных матриц δ , определяемый в соответствии с выражением (4). Время на рисунках отсчитывается с момента начала совместной работы БИНС и НРНС. Результаты моделирования показали, что установившийся режим работы фильтра Калмана соответствует примерно 65—70 с и более, т.е. $\delta(n) \leq 3 \%$. Исходя из этого и следует задавать пороговые значения δ_3 .

На рис. 3 приведены графики изменения модулей ошибок определения координат ЛА $|\Delta x_n|$ с начала полета при условии, что в случае $\delta(n) \leq \delta_3$ БИНС переходит в автономный режим работы (1 — $\delta_3 = 3$, 2 — 1 %).

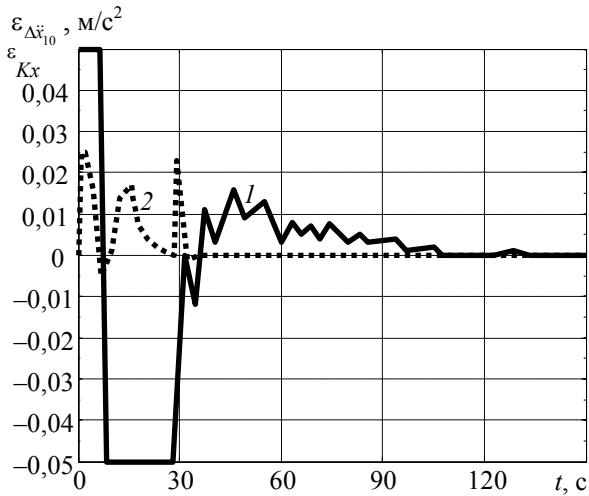


Рис. 1

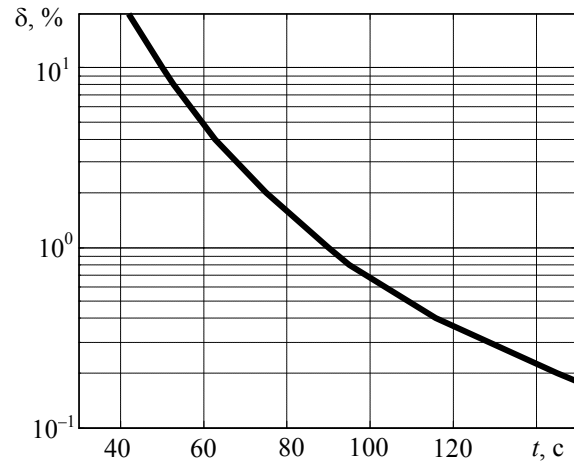


Рис. 2

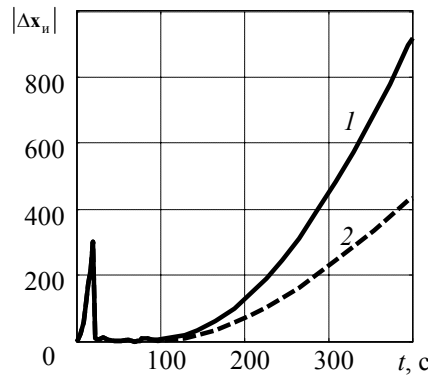


Рис. 3

Результаты моделирования показали, что реализация предложенного алгоритма позволяет уменьшить ошибки БИНС в сравнении с системой, показания акселерометров и гироскопов которой не корректируются. При заданном времени полета ЛА $t_B = 300, 400$ и 500 с в зависимости от δ_3 ошибки инерциальной навигации уменьшаются соответственно в среднем примерно в 2—5, 3—8 и 4—10 раз.

Вывод. Таким образом, использование метода расширения вектора состояния динамической системы и принципов наблюдаемости компонентов расширенного вектора состояния объекта позволили получить работоспособный алгоритм оценивания погрешностей первичных измерителей БИНС, основанный на обработке показаний БИНС и НРНС. Коррекция показаний первичных измерителей позволяет существенно повысить точность инерциальной навигации ЛА ограниченного радиуса действия при дальнейшей автономной работе его БИНС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под ред. Б. С. Аleshina, К. К. Веремеенко, А. И. Черноморского. М.: Физматлит, 2006. 424 с.
2. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 345 с.
3. Пятков В. В. Исследование наблюдаемости медленно меняющихся ошибок измерителей навигационной системы // Изв. вузов. Приборостроение. 1998. Т. 41, № 5. С. 56—60.
4. Кавинов И. Ф. Инерциальная навигация в околоземном пространстве. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.

5. Неусытин К. А., Фам Суан Фанг. Алгоритмические методы повышения точности навигационных систем ЛА. Ханой: Мир, 2009. 126 с.
6. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под ред. М. Н. Красильщикова и Г. Г. Серебрякова. М.: Физматлит, 2003. 280 с.
7. Ковальчук И. А., Кошеля И. А. Алгоритм вычисления нижней границы ковариаций ошибок оценивания при нелинейной фильтрации // Радиоэлектроника. 1985. Т. 28, № 7. С. 82—84.

Сведения об авторах

- Павел Валерьевич Васильев** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург; E-mail: vasp1971@mail.ru
- Алла Вячеславовна Мелешко** — канд. техн. наук; ОАО «НПП „Радар ММС“», Санкт-Петербург; ведущий специалист; E-mail: allaluna@list.ru
- Вячеслав Викторович Пятков** — д-р техн. наук, профессор; ОАО „НИИ телевидения“, Санкт-Петербург; начальник научно-технического комплекса; E-mail: pyatkov@niitv.ru

Рекомендована
НИИ телевидения

Поступила в редакцию
24.04.14 г.

УДК 681.3

В. В. НИКИФОРОВ

**ПРОТОКОЛ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ВЗАИМНОГО БЛОКИРОВАНИЯ ЗАДАЧ
В СИСТЕМАХ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ**

Разработан протокол доступа прикладных задач к глобальным информационным ресурсам в системах реального времени. Протокол позволяет применять дисциплины планирования с переменными приоритетами задач, что обеспечивает существенное повышение эффективности использования процессорного времени в системах с многоядерными процессорами.

Ключевые слова: *многзадачные системы, системы на многоядерных процессорах, системы реального времени, взаимосвязанные задачи, протоколы доступа к ресурсам.*

Введение. Программные приложения для систем реального времени (СРВ) строятся в виде фиксированного набора задач $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_n$. Очередная (j -я) активизация задачи τ_i означает порождение ее очередного (j -го) экземпляра — задания $\tau_i^{(j)}$. Порядок предоставления задачам процессорного времени определяется применяемой дисциплиной планирования. Для СРВ важно выбрать дисциплину планирования, гарантирующую своевременное выполнение задач при эффективном использовании ресурсов. Проверка гарантий своевременности выполнения прикладных задач $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_n$ осуществляется с учетом максимального объема C_i процессорного времени, требуемого для однократного исполнения задачи τ_i и периода T_i (минимально допустимого интервала времени между двумя активизациями задачи τ_i) [1, 2].

При решении прикладных задач, совместно использующих глобальные (разделяемые) информационные ресурсы, требуются механизмы, обеспечивающие: а) целостность ресурсов, б) предотвращение взаимного блокирования задач, ожидающих доступа к разделяемым информационным ресурсам.