

УДК 629.734.7

ЗАХАРІН Ф.М., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

КАРНАУХ Т.І., науковий співробітник

ПОНОМАРЕНКО С.О., начальник науково-дослідної лабораторії, кандидат технічних наук

СПОСІБ КОМПЛЕКСНОЇ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ ВІД ДАТЧИКІВ КУРСО-ШВИДКІСНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ І СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Пропонується спосіб комплексної обробки навігаційної інформації, особливістю якого є пряме оцінювання шуканих навігаційних параметрів літальних апаратів (ЛА) та поправок до показань датчиків за допомогою нелінійного дискретного фільтру.

Ключові слова: комплексна обробка, навігаційна інформація, супутникова навігаційна система, літальний апарат, нелінійний фільтр.

Курсо-швидкісні навігаційні системи призначені для безперервного вимірювання і інтегрування в часі складових вектора шляхової швидкості ЛА для отримання поточних координат місцеположення його центру мас щодо навігаційної системи відліку. У якості опорних навігаційних систем координат для курсо-швидкісних навігаційних систем знаходять застосування геоцентрична, географічна і частковоортодромічна (плоска прямокутна) системи координат [1, 2, 4]. Для ЛА малого і середнього радіусів дії зазвичай використовують частковоортодромічну систему координат Охуz, горизонтальна вісь Ох якої орієнтована під кутом ψ_p (кутом карти) до північного напрямку меридіана, що проходить через початок координат О, а вісь Oz також лежить у горизонтальній площині і утворює праву прямокутну систему відліку.

При нехтуванні кутами атаки α , ковзання β і тангажу γ в основу процедури курсо-повітряного зчислення частковоортодромічних координат приймають трикутник швидкостей, зображений на рис.1, та наступні відомі формули [1]:

$$X_{k+1} = X_k + [\tilde{V}_{вк} \cos(\tilde{\gamma}_k - \gamma_p) + \tilde{U}_k \cos(\tilde{m}_{вк} - \gamma_p)]DT; \quad (1)$$

$$Z_{k+1} = Z_k + [\tilde{V}_{вк} \sin(\tilde{\gamma}_k - \gamma_p) + \tilde{U}_k \sin(\tilde{m}_{вк} - \gamma_p)]DT \quad k=0, 1,$$

де DT - крок дискретності часу (крок інтегрування); $\tilde{V}_{вк}$ - результати вимірювання дійсної повітряної швидкості у момент часу $t = t_k$; \tilde{U}_k і $\tilde{m}_{вк}$ - оцінки швидкості і кута напрямку горизонтальної складової вітру, що задаються за допомогою датчика вітру; $\tilde{\gamma}_k$ - результат вимірювання кута курсу датчиком курсу у момент $t = t_k$.

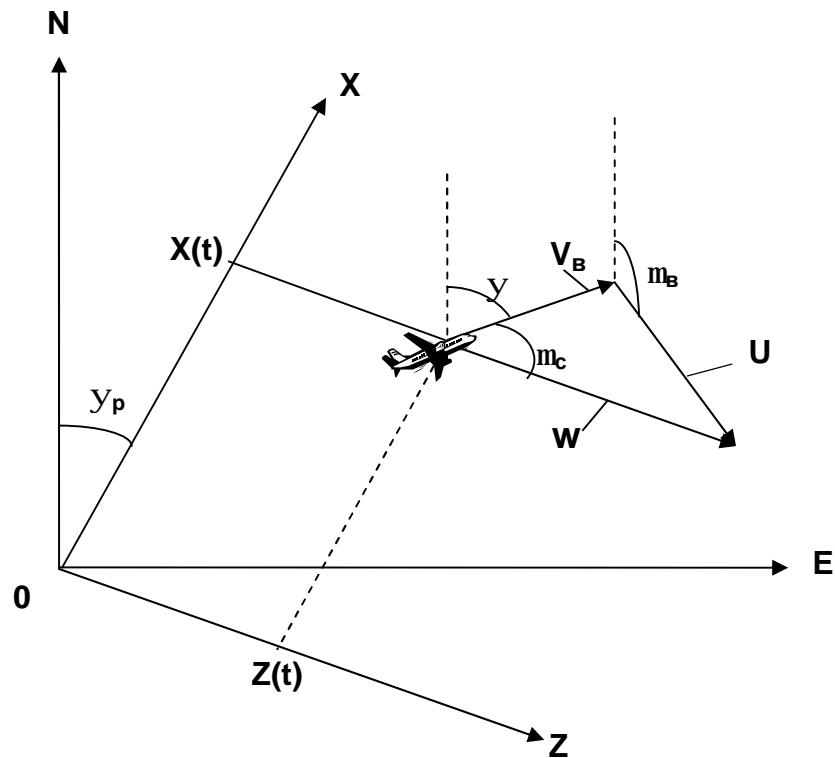


Рис.1. Трикутник швидкостей

У першому наближенні справедливі співвідношення вигляду:

$$\begin{aligned}
 \tilde{V}_{вк} &= V_{вк} + h_{увк}; \\
 \tilde{U}_к &= U_к + DU + h_{Uк}; \\
 \tilde{m}_{вк} &= m_{вк} + Dm_г + h_{mвк}; \\
 \tilde{y}_к &= y_к + Dy + h_{yк},
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

де $V_{вк}, y_к$ - фактичні значення дійсної повітряної швидкості і кута курсу у момент $t = t_к$; $U_к, m_{вк}$ - фактичні значення горизонтальної складової швидкості вітру і кута напрямку вітру; $DU, Dm_г$ - систематичні помилки завдання горизонтальної швидкості і кута вітру; Dy - систематична помилка датчика курсу; $h_{увк}, h_{Uк}, h_{mвк}, h_{yк}$ - випадкові помилки (типу дискретного «білого» шуму) з нульовими середніми значеннями і відомими дисперсіями $S_{V_г}^2, S_U^2, S_{m_г}^2, S_y^2$.

Для побудови процедури курсо-повітряного числення геоцентричних і географічних координат літального апарату використовують наступні відомі формули [1]:

$$\begin{aligned}
 j \zeta(t) &= j \zeta_0 + \int_0^t \frac{1}{R+h} [V_г(t) \cos y(t) + U(t) \cos m_г(t)] dt; \\
 l(t) &= l_0 + \int_0^t \frac{V_г(t) \sin y(t) + U(t) \sin m_г(t)}{(R+h) \cos j \zeta} dt;
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

$$j(t) = j_0 + \frac{e^2}{2} \sin 2j_0(t),$$

де j_0 і j - геоцентрична і географічна широта; e^2 - квадрат ексцентриситету земного еліпсоїда, прийнятого для навігації; R - радіус Землі; h - висота польоту, яка може бути зміряна за допомогою баровисотомера.

Відповідно, в основу процедури курсо-доплерівського зчислення частковоортодромічних координат центру мас ЛА приймаються наступні формули:

$$\begin{aligned} X_{k+1} &= X_k + [\tilde{W}_k \cos(\tilde{y}_k - y_p + \tilde{m}_{ck})] DT; \\ Z_{k+1} &= Z_k + [\tilde{W}_k \sin(\tilde{y}_k - y_p + \tilde{m}_{ck})] DT, \quad k = 0, 1, 2, \dots, \end{aligned} \quad (4)$$

де \tilde{W}_k , \tilde{m}_{ck} і \tilde{y}_k - результати вимірювань шляхової швидкості, кута зносу і кута курсу у момент $t = t_k$ відповідними датчиками.

Передбачається, що справедливі співвідношення вигляду:

$$\begin{aligned} \tilde{W}_k &= W_k (1 + d_w) + h_{wk}; \\ \tilde{m}_{ck} &= m_{ck} + Dm_c + h_{mck}; \\ \tilde{y}_k &= y_k + Dy + h_{yk}, \end{aligned} \quad (5)$$

де d_w - систематична помилка масштабного коефіцієнта доплерівського вимірника шляхової швидкості; Dm_c - систематична помилка вимірювання кута зносу; Dy - систематична помилка датчика курсу; h_{wk} , h_{mck} , h_{yk} - випадкові помилки типу дискретного «білого» шуму з нульовими середніми значеннями і відомими дисперсіями.

Для побудови процедури курсо-доплерівського зчислення геоцентричних і географічних координат літального апарату використовують наступні формули [1]:

$$\begin{aligned} j(t) &= j_0 + \int_0^t \frac{W(t) \cos[y(t) + m_c(t)]}{R + h} dt; \\ l(t) &= l_0 + \int_0^t \frac{W(t) \sin[y(t) + m_c(t)]}{(R + h) \cos j(t)} dt, \end{aligned} \quad (6)$$

де $W(t)$, $m_c(t)$ - вимірювані доплерівською системою горизонтальна складова шляхової швидкості і кут зносу.

Достоїнствами курсо-повітряної і курсо-доплерівської навігаційних систем є порівняна простота реалізації, автономність і безперервність отримання навігаційної інформації. До їх недоліків можна віднести необхідність задавання початкових значень координат і наявність ефекту нарощення помилок зчислення координат у часі (згідно із законом, близьким до лінійного).

Для підвищення точності визначення навігаційних параметрів ЛА до складу їх навігаційних комплексів, окрім курсо-швидкісних навігаційних систем, включають

супутникову навігаційну систему, достоїнством якої є висока точність вимірювання складових шляхової швидкості і координат місцеположення. До недоліків можна віднести можливість короткочасного зникнення сигналів від навігаційних супутників.

З урахуванням формул курсо-повітряного і курсо-доплерівського зчислення частковоортодромічних координат (1), (4) і співвідношень (2), (5) неважко побудувати лінійні дискретні моделі еволюції у часі помилок курсо-повітряної і курсо-доплерівської навігаційних систем у визначенні координат. Завдяки лінійному характеру моделей еволюції помилок курсо-швидкісних навігаційних систем і введенню різницевих вимірювань (різниць поточних вихідних навігаційних параметрів курсо-швидкісних навігаційних систем і відповідних вихідних показань супутникової навігаційної системи, приведених до центру мас і перетворених у вибрану опорну систему координат), відомий спосіб комплексної обробки навігаційної інформації зводиться до оцінювання помилок курсо-швидкісної навігаційної системи за допомогою оптимального лінійного дискретного фільтру і виправлення вихідних навігаційних параметрів курсо-швидкісної навігаційної системи з використанням оцінок її помилок, що одержуються на виході фільтру [3]. Оскільки за наявності різницевих вимірювань за допомогою оптимального лінійного дискретного фільтру вдається одержати незміщені оцінки помилок курсо-швидкісної навігаційної системи, які практично не залежать від фактичних навігаційних параметрів (інваріантні до значень фактичних навігаційних параметрів), такий спосіб комплексної обробки навігаційної інформації називають інваріантним.

Блок-схема розімкненої версії відомого інваріантного способу комплексної обробки навігаційної інформації представлена на рис. 2, де використані наступні позначення:

\bar{Z}_{1k} - вектор-стовпець поточних вихідних параметрів курсо-швидкісної навігаційної системи **1**-го типу; $D\bar{X}_{1k}$ - вектор-стовпець помилок курсо-швидкісної навігаційної системи **1**-го типу;

$\bar{Y}_k = (\tilde{X}_k - X_k^{cnc}, \tilde{Z}_k - Z_k^{cnc}, \tilde{W}_{xk} - W_{xk}^{cnc}, \tilde{W}_{zk} - W_{zk}^{cnc})^T$ - вектор-стовпець різницевих вимірювань для фільтру; P_k - коваріаційна матриця помилок оцінок фільтру; „-, i „+, „-“ - верхні індекси змінних до і після корекції у фільтрі;

$$\bar{Z}_{1k} = \begin{cases} \tilde{1} (\tilde{V}_{vk}, \tilde{U}_k, \tilde{m}_{vk}, \tilde{Y}_k)^T, & \text{при } \mathbf{l} = \mathbf{v}; \\ \tilde{1} (\tilde{W}_k, \tilde{m}_{ck}, \tilde{Y}_k)^T, & \text{при } \mathbf{l} = \mathbf{d}; \end{cases} \quad (7)$$

$$D\bar{X}_{1k} = \begin{cases} \tilde{1} (DX_k, DZ_k, DU, Dm_g, Dy)^T, & \text{при } \mathbf{l} = \mathbf{v}; \\ \tilde{1} (DX_k, DZ_k, d_W, Dm_g, Dy)^T, & \text{при } \mathbf{l} = \mathbf{d}; \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} X_K^{снс} &= X_K + h_{xK}; \\ Z_K^{снс} &= Z_K + h_{zK}; \\ W_{xK}^{снс} &= W_{xK} + h_{wxK}; \\ W_{zK}^{снс} &= W_{zK} + h_{wzK}, \end{aligned} \tag{9}$$

$X_K^{снс}$, $Z_K^{снс}$, $W_{xK}^{снс}$, $W_{zK}^{снс}$ - показання супутникової навігаційної системи у момент $t = t_k$, перетворені в частковоортодромічну систему координат і приведені до центру мас.

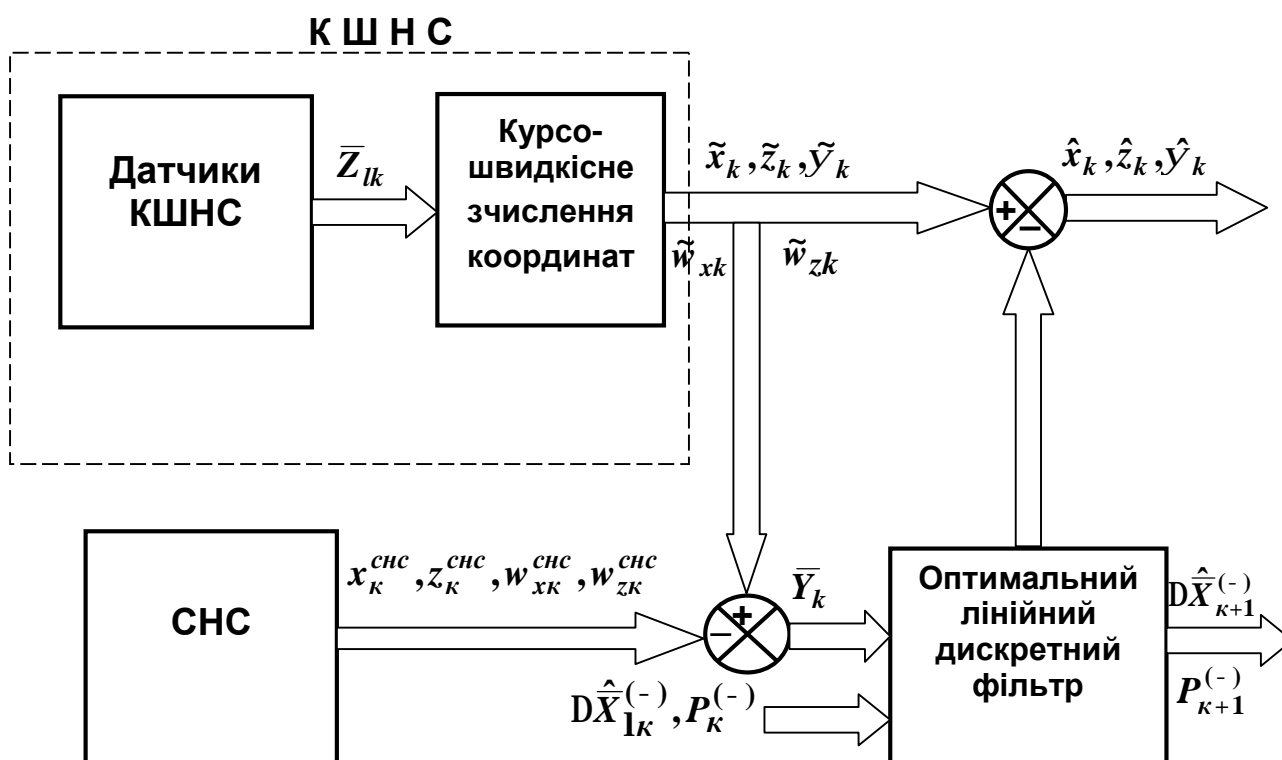


Рис.2. Блок-схема інваріантного способу комплексної обробки навігаційної інформації

До недоліків відомого інваріантного способу комплексної обробки навігаційної інформації слід віднести низький рівень інтеграції (на рівні навігаційних систем), неврахування динамічних властивостей навігаційних параметрів і труднощі у використанні лінійної моделі еволюції помилок курсо-швидкісної системи при тривалому часі безперервної роботи. Останній недолік може бути усунутий шляхом суттєвого ускладнення процедури обробки інформації при переході до замкненої версії інваріантного способу, що припускає періодичне введення зворотнього зв'язку в курсо-швидкісну навігаційну систему за отриманими

з виходу фільтра оцінками помилок курсо-швидкісної системи [3].

Недоліків, властивих відомому інваріантному способу, позбавлений пропонується неінваріантний компенсаційний спосіб комплексної обробки навігаційної інформації.

Суть запропонованого способу зводиться до прямого оцінювання на кожному кроці обробки шуканих навігаційних параметрів ЛА за допомогою нелінійного дискретного фільтру, в якому операцію оцінювання координат місцеположення центру мас ЛА, поправок до показань датчиків і коваріаційної матриці помилок оцінок реалізують після одержання поточної позиційно-швидкісної інформації від супутникової навігаційної системи, а операцію екстраполяції оцінок координат на один крок виконують за допомогою відповідних формул курсо-швидкісного зчислення координат з використанням поточної інформації від датчиків з урахуванням оцінок поправок до показань цих датчиків.

Блок-схема запропонованого способу представлена на рис.3, де позначено:

\bar{X}_{1k} - вектор оцінюваних параметрів для нелінійного дискретного фільтру;

$$\bar{X}_{1k} = \begin{cases} \bar{X}_{1k} = \begin{pmatrix} x_k, z_k, \mathbb{1}U_n, \mathbb{1}m_{\text{bn}}, \mathbb{1}y_n \end{pmatrix}^T \text{ при } \mathbf{l} = \mathbf{v}; \\ \bar{X}_{1k} = \begin{pmatrix} x_k, z_k, \mathbb{1}w_n, \mathbb{1}m_{\text{cn}}, \mathbb{1}y_n \end{pmatrix}^T \text{ при } \mathbf{l} = \mathbb{1}; \end{cases} \quad (10)$$

де $\mathbb{1}U_n, \mathbb{1}m_{\text{bn}}, \mathbb{1}y_n, \mathbb{1}w_n, \mathbb{1}m_{\text{cn}}, \mathbb{1}y_n$ - поправки до показань відповідних датчиків;

$\bar{Y}_k = \begin{pmatrix} x_k^{\text{снс}}, z_k^{\text{снс}}, w_{xk}^{\text{снс}}, w_{zk}^{\text{снс}} \end{pmatrix}^T$ - вектор спостережень для нелінійного дискретного фільтру; $\mathbf{l} = \mathbf{v}$ - відповідає курсо-повітряній навігаційній системі; $\mathbf{l} = \mathbf{d}$ - відповідає курсо-доплерівській навігаційній системі.

Узагальнена дискретна модель еволюції вектора стану курсо-швидкісної навігаційної системи приймається у вигляді:

$$\bar{X}_{1k+1} = \bar{f}_1(\bar{X}_{1k}) + B_k^{(1)} \bar{e}_{1k}^{(1)}, \mathbf{l} = \mathbf{v}, \mathbb{1}. \quad (11)$$

Відповідно, узагальнене векторне рівняння спостережень має вигляд:

$$\bar{Y}_k = \bar{h}_1(\bar{X}_{1k}) + D_k^{(1)} \bar{e}_{1k}^{(1)} + G \bar{e}_{2k}^{(1)}, \mathbf{l} = \mathbf{v}, \mathbb{1}. \quad (12)$$

У формулах (9) і (10): $\bar{f}_1(\bar{X}_{1k})$ і $\bar{h}_1(\bar{X}_{1k})$ - нелінійні вектор-функції відомого вигляду, а $B_k^{(1)}, D_k^{(1)}, G$ - матриці з відомими елементами, які відповідають формулам (1),(2),(4),(5); $\bar{e}_{1k}^{(1)}, \bar{e}_{2k}^{(1)}$ - вектору-стовпці випадкових дискретних «білих» шумів з нульовими середніми значеннями і одиничними дисперсіями.

У використаному в запропонованому способі нелінійному дискретному фільтрі, який є нелінійною модифікацією заснованого на теоремі про нормальну кореляцію [6] узагальнюваного дискретного фільтру [5], операції корекції оцінок вектора стану \bar{X}_{1k} і коваріаційної матриці помилок оцінок P_k виконуються після

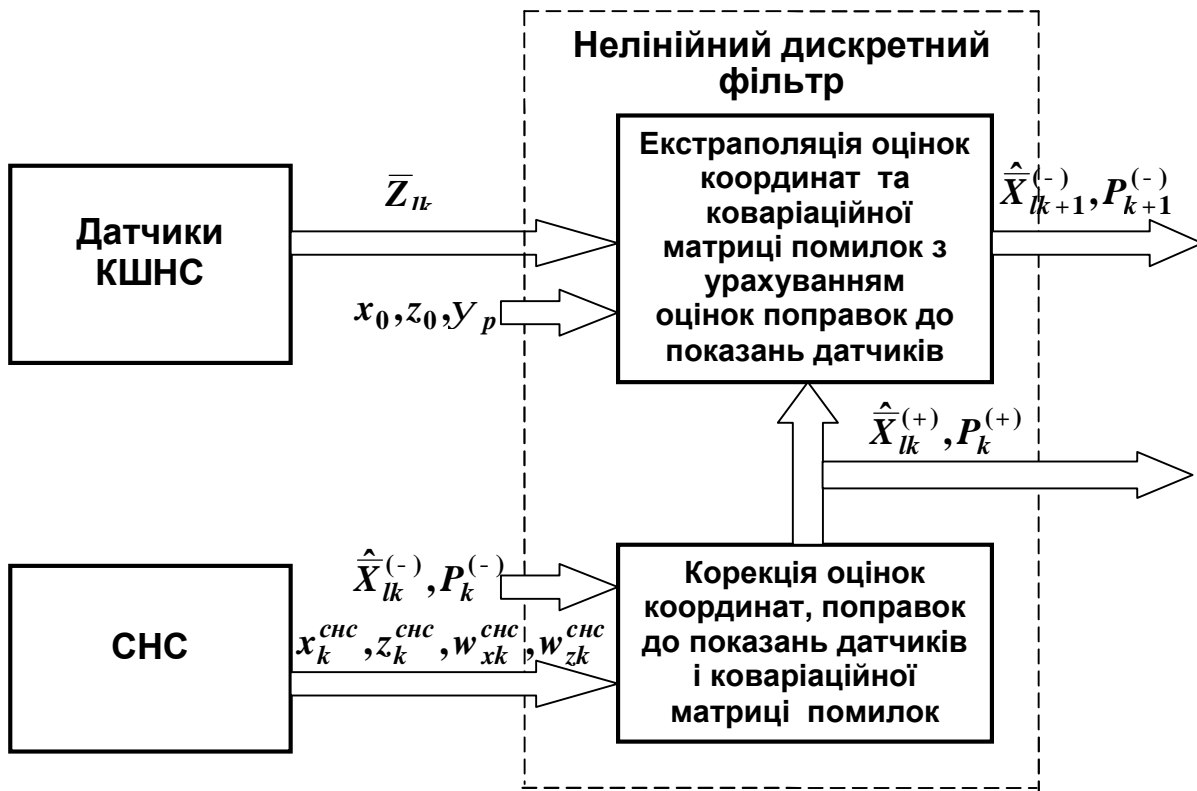


Рис.3. Блок-схема запропонованого способу комплексної обробки навігаційної інформації

одержання позиційно-швидкісної інформації від супутникової навігаційної системи відповідно до наступних формул:

$$\hat{X}_{1k}^{(+)} = \hat{X}_{1k}^{(-)} + P_g Q_g^+ [\bar{Y}_k - \bar{h}_1(\hat{X}_{1k}^{(-)})]; \quad (13)$$

$$P_k^{(+)} = P_k^{(-)} - P_g Q_g^+ P_g^T, \quad (14)$$

де $Q_g = D_k^{(1)} [D_k^{(1)}]^T + G G^T + H_k^{(1)} P_k^{(-)} [\bar{H}_k^{(1)}]^T$;

$$H_k^{(1)} = \frac{\bar{h}_1(\bar{X}_{1k})}{\bar{X}_{1k}}, \quad \mathbf{l} = \mathbf{v}, \mathbf{1}; \quad (15)$$

«+» – символ операції псевдообернення матриці [5]; (-) і (+) – верхні індекси, відповідні значенням змінних до корекції і після корекції.

Операція екстраполяції оцінок \bar{X}_{1k} і P_k виконується на кожному кроці обробки згідно формулам вигляду:

$$\hat{X}_{1k+1} = \bar{f}_1(\hat{X}_{1k}); \quad (16)$$

$$P_{k+1} = F_k^{(1)} P_k [F_k^{(1)}]^T + B_k^{(1)} [B_k^{(1)}]^T, \quad (17)$$

де $F_k^{(1)} = \frac{\bar{f}_1(\bar{X}_{1k})}{\bar{X}_{1k}}, \quad \mathbf{l} = \mathbf{v}, \mathbf{1}$.

Запропонований неінваріантний компенсаційний спосіб комплексної обробки

навігаційної інформації від навігаційної системи курсо-повітряного або курсо-доплерівського типу і від супутникової навігаційної системи забезпечує у порівнянні з відомим способом вищий рівень інтеграції (на рівні датчиків) та урахування динамічних властивостей шуканих навігаційних параметрів і, як наслідок, дає можливість підвищити точність навігації ЛА. Крім того, запропонований спосіб відрізняється універсальністю у відношенні до типу курсо-швидкісної навігаційної системи.

ЛІТЕРАТУРА

1. Селезнев В.П. Навигационные устройства. М.: Машиностроение, 1974.
2. Липчин Л.Ц. Проектирование сложных навигационных систем. М.: Машиностроение, 1976.
3. Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее приложения. М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2003.
4. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991.
5. Захарин Ф.М. Методы и алгоритмы прикладного анализа. Выпуск 2. Статистическая фильтрация. К.: КВВАИУ, 1978.
6. Липцер Р.Ш., Ширяев А.Н. Статистика случайных процессов, М.: Наука. 1974.

Надійшла до редакції 28.10.2011