

УДК 629.734.7

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

**ПОНОМАРЕНКО С.О.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,  
старший науковий співробітник

**КАРНАУХ Т.І.**, науковий співробітник

## **ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ АДАПТИВНОГО ІНТЕГРОВАНОГО НАВІГАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ ДЛЯ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

*Запропонована схема побудови інтегрованого навігаційного комплексу безпілотного літального апарату, основу якої складають дві підсистеми – інерціальна та курсо-повітряна. Адаптація навігаційного комплексу реалізована логікою використання навігаційних вимірювань від однієї з підсистем залежно від умов польоту літального апарату*

*Ключові слова: інтегрований навігаційний комплекс, безпілотний літальний апарат, зчислення координат, курсо-повітряні датчики, інерціальні датчики, супутникова навігаційна система*

### **I. Вступ. Стан проблеми**

Сучасною тенденцією та основним принципом побудови навігаційних комплексів літальних апаратів є алгоритмічна інтеграція різноманітних бортових навігаційних засобів. Інтегровані навігаційні комплекси (НК) дозволяють забезпечити необхідний рівень точності та надійності навігаційного забезпечення безпілотних літальних апаратів (БпЛА) у складних умовах функціонування. Основу таких комплексів складають курсо-повітряна й інерціальна системи зчислення координат, а також бортова апаратура (БА) супутникової навігаційної системи (СНС), яка, за умови нормального функціонування, забезпечує високоточну позиційно-швидкісну корекцію систем зчислення координат.

До основної переваги обох зазначених систем зчислення координат відноситься їх автономність і завадозахищеність. При цьому додатковими перевагами для курсо-повітряної системи є лінійний характер наростання похибок зчислення координат в часі та низька вартість, а для інерціальної системи – здатність до функціонування в умовах високої динаміки польоту БпЛА. До недоліків цих систем відносяться: для курсо-повітряної системи – залежність від вітрової обстановки, а для інерціальної системи – нелінійний характер наростання похибок зчислення координат у часі. Для обох систем зчислення координат великий позитивний ефект має їх інтеграція із БА СНС. Алгоритмічні й апаратні питання такої інтеграції досить ґрунтовно вивчено та відображено в

літературі, наприклад в [1...5] тощо. Однак, резервом підвищення точності, надійності й завадозахищеності інтегрованого навігаційного комплексу БпЛА є його адаптивне налаштування залежно від умов польоту БпЛА. Саме тому тема статті є актуальною і своєчасною.

## **II. Постановка задачі дослідження**

Створення інтегрованого НК БпЛА на основі навігаційних вимірювачів різного принципу дії: інерціальних, курсо-повітряних тощо має свої особливості. До таких особливостей відносяться: доцільність розділення вертикального й горизонтального каналів навігаційних обчислень; необхідність визначення умов і логіки переключення інерціальної й курсо-повітряної підсистем комплексу; особливий порядок виконання операцій корекції та екстраполяції неінваріантної компенсаційної схеми інтеграції та наявність процедури ідентифікації параметрів систематичних похибок датчиків.

Розкриттю зазначених особливостей інтегрованого навігаційного комплексу БпЛА з адаптивним налаштуванням на якісному рівні присвячено цю статтю.

## **III. Інтегрований навігаційний комплекс з адаптивним налаштуванням**

Схему комплексної обробки навігаційної інформації в інтегрованому навігаційному комплексі для БпЛА з адаптивним налаштуванням приведено на рис. 1.

### *А. Склад інтегрованого навігаційного комплексу*

До складу курсо-повітряної підсистеми входять датчики повітряної швидкості, кутів атаки й ковзання, кутів вертикалі та трикомпонентний магнітометр. Інерціальну підсистему побудовано з використанням акселерометрів і гіроскопів (датчиків кутової швидкості).

В обчислювальних алгоритмах використовуються такі навігаційні вимірювання, (рис.1):  $\tilde{h}_B$  – барометрична висота польоту БпЛА;  $\tilde{a}_H$  – вертикальна складова уявного прискорення від акселерометрів;  $h^{CHC}, V_H^{CHC}$  – значення висоти і вертикальної швидкості польоту БпЛА від приймача СНС;  $\tilde{\alpha}, \tilde{\beta}$  – кути атаки й ковзання;  $\tilde{\psi}, \tilde{\vartheta}, \tilde{\gamma}$  – кути курсу, тангажу й крену;  $\tilde{V}_N^{CHC}, \tilde{V}_E^{CHC}, \tilde{V}_H^{CHC}$  – північна, східна і вертикальна складові швидкості від СНС;  $\tilde{\omega}_{X1}, \tilde{\omega}_{Y1}, \tilde{\omega}_{Z1}, \tilde{a}_{X1}, \tilde{a}_{Y1}, \tilde{a}_{Z1}$  – складові абсолютної кутової швидкості та уявного прискорення по вісях приладової системи координат (СК);  $\tilde{V}_{ВІТРУ}, \tilde{\psi}$  – швидкість і кут напрямку стаціонарного вітру;  $\tilde{\varphi}, \tilde{\lambda}, \tilde{H}$  і  $\tilde{\varphi}^{CHC}, \tilde{\lambda}^{CHC}, \tilde{H}^{CHC}$  – географічні координати (довгота, широта, висота) в земній СК та їх оцінки від СНС відповідно.

### *В. Особливість функціонування інтегрованого навігаційного комплексу*

Перша особливість функціонування інтегрованого навігаційного комплексу полягає в тому, що алгоритми його роботи можна розділити на шість різних груп (шість блоків на рис.1).

Другою особливістю є наявність двох рівнів навігаційних розрахунків місцезнаходження БпЛА. На 1-му рівні розраховуються поточні горизонтальні складові шляхової швидкості. Їх отримують або на основі курсо-повітряного принципу у блоці 2, або на основі інерціального принципу у блоці 3. На 2-му рівні розраховуються координати місцеположення, що реалізується у блоці 6.

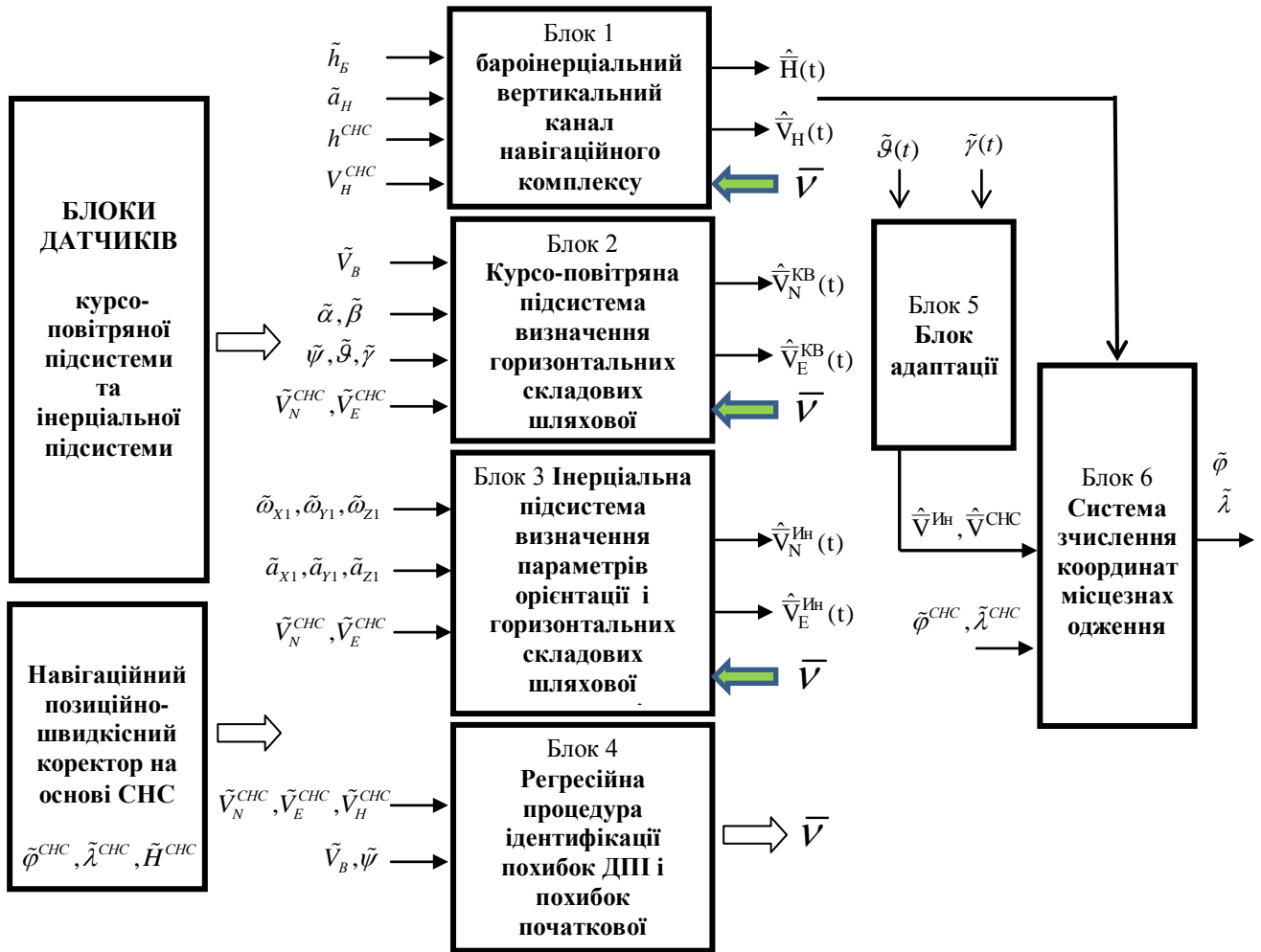


Рис. 1. Схема комплексної обробки навігаційної інформації в інтегрованому навігаційному комплексі з адаптивним налаштуванням для БПЛА

Третьою особливістю є використання неінваріантних компенсаційних схем у вигляді нелінійних дискретних фільтрів. Ці фільтри реалізуються в бароінерціальному вертикальному каналі у блоці 1; в інерціальній підсистемі визначення параметрів орієнтації і горизонтальних складових шляхової швидкості у блоці 2 та в підсистемі зчислення координат місцеположення БПЛА у блоці 6.

В цілому математичні моделі вказаних підсистем мають такий вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{X}}_i &= f_i(\bar{X}_i) + \bar{\xi}_i; \\ \bar{Y}_i &= h_i(\bar{X}_i) + \bar{\eta}_i, \end{aligned} \quad i = 1, 2, 3, \dots \quad (1)$$

де  $\bar{X}_i$  – вектор стану підсистеми розмірності  $n$ ;  $\bar{Y}_i$  – вектор спостереження розмірності  $m$ ;  $\bar{\xi}_i, \bar{\eta}_i$  – гаусівські вектори випадкових збурень підсистеми і спостережень з коваріаційними матрицями  $Q_i$  та  $R_i$  відповідно,  $f$  і  $h$  – відомі в загальному випадку нелінійні вектор-функції, що визначають динамічні властивості підсистеми й процесу вимірювань, розмірності  $n$  і  $m$  відповідно.

Четвертою особливістю є те, що для кожного з нелінійних дискретних фільтрів на кожному кроці обчислення реалізуються такі основні операції: операція корекції вектора стану за інформацією від навігаційного коректора та операція

екстраполяції вектора стану з використанням інформації від датчиків (або інформації про оцінки горизонтальних складових шляхової швидкості для блоку 6).

*Операція корекції* реалізує оцінювання вектора стану та коваріаційної матриці похибок оцінок з використанням інформації від навігаційного коректора.

Ця операція реалізується за допомогою відомих процедур [2, 7]:

$$\begin{aligned} \hat{X}_i^{(+)} &= \hat{X}_i^{(-)} + K_i (\bar{Y}_i - h_i(\hat{X}_i)) \\ P_i^{(+)} &= (E_2 - K_i H) P_i^- \end{aligned}, \quad i = 1, 2, \dots, \quad (2)$$

де  $K_i = P_i^{(-)} H^T (H P_i^{(-)} H^T + R)^{\oplus}$  – матричний коефіцієнт підсилення фільтра;  $E_n$  – одинична матриця;  $P_i$  – коваріаційна матриця похибок оцінок;  $\oplus$  – символ операції псевдообернення матриці методом Гревілья [7]; “-” і “+” – індекси величин “до” і “після” корекції.

П'ятою особливістю є використання лінійної регресійної процедури для ідентифікації похибок датчиків первинної інформації й похибок початкової орієнтації. При цьому ідентифікуються горизонтальні складові швидкості стаціонарного вітру і зміщення показань датчика кута курсу, що використовуються в курсо-повітряній підсистемі визначення горизонтальних складових шляхової швидкості, а також ідентифікуються зміщення показань інерціальних датчиків і похибки початкової виставки, що використовуються в інерціальній підсистемі визначення параметрів орієнтації і горизонтальних складових шляхової швидкості.

*С. Алгоритмічна реалізація функцій інтегрованого навігаційного комплексу*

*Блок 1 – бароінерціальний вертикальний канал навігаційного комплексу.*

Вертикальний і горизонтальні канали управління БпЛА є, значною мірою, незалежними, тому при алгоритмічній реалізації доцільно забезпечити розділення обчислень за цими каналами. Крім того, таке розділення забезпечить зменшення розмірності моделей підсистем і, відповідно, зменшення обчислювальних затрат при реалізації дискретних фільтрів.

Значення висоти буде обчислюватись шляхом комплексної обробки показань барометричного висотоміру, вертикальної складової уявного прискорення від акселерометрів, а також оцінок  $h$  й  $V$  від СНС-коректора за неінваріантною компенсаційною схемою. При цьому для нелінійного дискретного фільтра (1) вектори стану системи  $\bar{X}_{Bi}$  й спостереження  $\bar{Y}_{Bi}$  ( $n = 2, m = 3$ ) матимуть такий

$$\begin{aligned} \bar{X}_{Bi} &= (h_i, V_{hi})^T; \\ \bar{Y}_{Bi} &= (h_{Bi}, h_i^{CHC}, V_{hi}^{CHC}). \end{aligned} \quad (3)$$

вигляд:

Барометричний вертикальний канал (блок 1) функціонує протягом всього польоту БпЛА (автономно або в комплексі з навігаційним коректором).

Визначення горизонтальних складових шляхової швидкості відбувається окремо для курсо-повітряної підсистеми (блок 2) та інерціальної підсистеми (блок 3).

*Блок 2 – курсо-повітряна підсистема визначення горизонтальних складових шляхової швидкості.*

Поточні складові шляхової швидкості для курсо-повітряної системи  $V_N(t), V_E(t)$  задовольняють таким співвідношенням:

$$\begin{aligned} V_N(t) &= V_{\text{ПОВИТ } N}(t) + V_{\text{ВИТРУ } N} \\ V_E(t) &= V_{\text{ПОВИТ } E}(t) + V_{\text{ВИТРУ } E} \end{aligned} \quad (4)$$

де  $V_{\text{ПОВИТ } N}(t)$  і  $V_{\text{ПОВИТ } E}(t)$  – проекції повітряної швидкості БПЛА на вісі  $N$  і  $E$ ;  $V_{\text{ВИТРУ } N}$  і  $V_{\text{ВИТРУ } E}$  – горизонтальні складові швидкості вітру.

У загальному випадку вирази для горизонтальних складових повітряної швидкості мають вигляд [4]:

$$\begin{aligned} V_{\text{ПОВИТ } N}(t) &= V_{\text{ПОВИТ}}(t) \{ \cos \vartheta(t) \cos \psi_H(t) \cos \alpha(t) \cdot \cos \beta(t) + [ \sin \psi_H(t) \sin \gamma(t) + \cos \psi_H(t) \cdot \\ &\cdot \cos \gamma(t) \sin \vartheta(t) ] \sin \alpha(t) \cos \beta(t) + [ \cos \psi_H(t) \sin \vartheta(t) \cdot \sin \gamma(t) - \sin \psi_H(t) \cos \lambda(t) ] \sin \beta(t) \}; \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} V_{\text{ПОВИТ } E}(t) &= V_{\text{ПОВИТ}}(t) \{ \cos \vartheta(t) \sin \psi_H(t) \cos \alpha(t) \cdot \cos \beta(t) + [ \sin \psi_H(t) \sin \vartheta(t) \cos \gamma(t) - \cos \psi_H(t) \cdot \\ &\cdot \sin \gamma(t) ] \sin \alpha(t) \cos \beta(t) + [ \cos \psi_H(t) \sin \gamma(t) + \sin \psi_H(t) \sin \vartheta(t) \sin \gamma(t) ] \sin \beta(t) \}, \end{aligned}$$

де  $V_{\text{ПОВИТ}}(t)$  – поточна повітряна швидкість;  $\psi_H(t)$ ,  $\vartheta(t)$ ,  $\gamma(t)$  – поточні кути істинного курсу, тангажу і крену;  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$  – поточні кути атаки і ковзання.

Оцінки кутів атаки і ковзання можуть бути отримані від відповідних датчиків або визначені непрямим методом на підставі вимірювань прискорень БПЛА та апіорної інформації про коефіцієнти аеродинамічних сил [8].

Інформація про поточні значення повітряної швидкості надходить від відповідних датчиків, а оцінки кутів тангажу і крену можуть бути отримані за допомогою вимірювачів пірометричного типу. Поточна оцінка кута істинного курсу  $\psi_H(t)$  визначається за формулою виду:

$$\psi_H(t) = \psi_M(t) + \delta_M, \quad (6)$$

де  $\psi_M(t)$  – значення магнітного курсу;  $\delta_M$  – величина магнітного схилення.

В свою чергу, для розрахунку поточної оцінки магнітного курсу використовується формула виду:

$$\psi_M(t) = \arctg(-f_1 / f_2), \quad (7)$$

де  $f_1 = H_{Y_1}(t) \sin \gamma(t) + H_{Z_1}(t) \cos \gamma(t)$ ;  $f_2 = H_{X_1}(t) \sin \vartheta(t) - H_{Y_1}(t) \cos \vartheta(t) \sin \gamma(t) + H_{Z_1}(t) \sin \vartheta(t) \sin \gamma(t)$ ;  $H_{X_1}(t)$ ,  $H_{Y_1}(t)$ ,  $H_{Z_1}(t)$  – поточні оцінки проекцій вектора напруженості магнітного поля Землі на вісі зв'язаної з БПЛА системи координат, що надходять від трикомпонентного магнітометра.

Для курсо-повітряної підсистеми в блоці 2 замість фільтру реалізується процедура визначення зважених оцінок складових шляхової швидкості  $\hat{V}_{Ni}$  та  $\hat{V}_{Ei}$ . При цьому вектори стану системи  $\bar{X}_{Ki}$  і спостереження  $\bar{Y}_{Ki}$  ( $n = 2, m = 4$ ) матимуть

$$\begin{aligned} \bar{X}_{Ki} &= (V_{Ni}, V_{Ei})^T; \\ \bar{Y}_{Ki} &= (V_{Ni}^{KB}, V_{Ei}^{KB}, V_{Ni}^{CHC}, V_{Ei}^{CHC})^T. \end{aligned} \quad (8)$$

такий вигляд:

*Блок 3 – інерціальна підсистема визначення параметрів орієнтації й горизонтальних складових шляхової швидкості.*

Алгоритми інерціальної підсистеми є найскладнішими, тому для розрахунку горизонтальних складових шляхової швидкості використовується нелінійний

дискретний фільтр (1), в якому вектори-стовпчики системи  $\bar{X}_{Ii}$  й спостереження  $\bar{Y}_{Ii}$  ( $n = 6, m = 2$ ) матимуть такий вигляд:

$$\begin{aligned}\bar{X}_{Ii} &= (V_{Ni}, V_{Ei}, \lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)^T; \\ \bar{Y}_{Ii} &= (V_{Ni}^{CHC}, V_{Ei}^{CHC})^T,\end{aligned}\tag{9}$$

де  $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  – елементи кватерніона орієнтації приладової відносно опорної СК.

Для забезпечення потрібної точності роботи інерціальної підсистеми визначення параметрів орієнтації і горизонтальних складових шляхової швидкості, опитування інерціальних датчиків (акселерометрів і гіроскопів) виконується з високою частотою, а для екстраполяції потрібних навігаційних параметрів застосовуються, як правило, багатокрокові алгоритми високого порядку точності [9, 10].

*Блок 4 – регресійна процедура ідентифікації похибок ДПП й похибок початкової орієнтації*

Для підвищення точності визначення навігаційних параметрів БПЛА у блоках 1, 2, 3, 6 пропонується реалізація регресійної процедури ідентифікації параметрів систематичних похибок датчиків первинної інформації й похибок початкової орієнтації. Для побудови процедури ідентифікації рекомендується використовувати апарат теорії чутливості.

Для курсо-повітряної підсистеми при визначенні горизонтальних складових шляхової швидкості на основі співвідношень (4) ідентифікуються горизонтальні складові швидкості стаціонарного вітру й зміщення показань датчика курсу. Для інерціальної підсистеми при визначенні параметрів орієнтації й горизонтальних складових шляхової швидкості ідентифікуються зміщення показань інерціальних датчиків і похибки початкової виставки.

Для побудови лінійної регресійної процедури ідентифікації параметрів моделей систематичних похибок інерціальних датчиків  $\bar{\mu}$  використовується

матриця функцій чутливості  $U(t_i) = \frac{\partial \tilde{X}(t_i)}{\partial \bar{\mu}}$ , що розраховується шляхом інтегрування такого рівняння:

$$\dot{U}(t) = \frac{\partial f\{\tilde{X}(t), \bar{\mu}, t\}}{\partial \tilde{X}} U(t) + \frac{\partial f\{\tilde{X}(t), \bar{\mu}, t\}}{\partial \bar{\mu}}, \quad U(t_0) = 0.\tag{10}$$

Значення матриці  $U(t_i)$  для дискретних моментів часу  $t_i = t_0 + j\Delta T; j=1,2,\dots,N; t_0 + N\Delta T = T$  використовується для побудови функцій лінійної регресії такого виду

$$G_{\Sigma} \bar{\mu} = \Delta \bar{Y}_{\Sigma}\tag{11}$$

де  $G_{\Sigma} = (G_1^T, G_2^T, \dots, G_N^T)^T$ ;  $\Delta \bar{Y}_{\Sigma} = (\Delta \bar{Y}_1^T, \Delta \bar{Y}_2^T, \dots, \Delta \bar{Y}_N^T)^T$ ;  $G_j = \frac{\partial h[\tilde{X}(t_j), t_j]}{\partial \tilde{X}} U(t_j)$ ;

$\Delta \bar{Y}_j = h[\tilde{X}(t_j), t_j] - \bar{Y}(t_j); j = 1, 2, \dots, N$ .

Операція ідентифікації вектора параметрів  $\bar{\mu}$  для моделі регресії (11) представляється у такому вигляді:

$$\hat{\bar{\mu}} = G_{\Sigma}^{\oplus} \Delta \bar{Y}_{\Sigma}.\tag{12}$$

*Блок 5 – блок адаптації.*

У цьому блоці реалізується адаптивне налаштування інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА шляхом підключення різних підсистем визначення горизонтальних складових шляхової швидкості (блок 2 або 3). Це виконується автоматично, залежно від характеру траєкторії польоту БПЛА, а саме від значень кутів крену і тангажу. Для малого БПЛА можна рекомендувати таку процедуру адаптивного налаштування: якщо значення кутів крену й тангажу за абсолютною величиною менші, ніж  $30^\circ$ , то використовуються показання курсо-повітряної підсистеми. При значеннях кутів понад  $30^\circ$  – використовуються показання інерціальної підсистеми.

*Блок 6 – система зчислення координат місцеположення.*

В цьому блоці на основі горизонтальних складових шляхової швидкості та висоти розраховуються оцінки координат місцеположення БПЛА  $R_N(t)$  й  $R_E(t)$ . При цьому у нелінійному дискретному фільтрі вектори-стовпчики системи  $\bar{X}_{Mi}$  й спостереження  $\bar{Y}_{Mi}$  ( $n = 2, m = 2$ ) мають такий вигляд:

$$\begin{aligned}\bar{X}_{Mi} &= (R_{Ni}, R_{Ei})^T; \\ \bar{Y}_{Mi} &= (R_{Ni}^{CHC}, R_{Ei}^{CHC})^T,\end{aligned}\tag{13}$$

де  $R_N = (\varphi - \varphi_0)R_3$  та  $R_E = (\lambda - \lambda_0)R_3 \cos \varphi_0$ .

Операція корекції оцінок координат місцезнаходження в блоці 6 здійснюється з використанням поточної позиційної інформації від навігаційного коректора.

*Операція екстраполяції* координат реалізується з використанням інформації про поточні оцінки складових шляхової швидкості. З урахуванням результатів, що приведені в роботі [8], рівняння для приведених географічних координат можуть бути представлені у такому вигляді [4]:

$$\begin{aligned}\dot{R}_N(t) &= V_N(t)C_1[\varphi(t), h(t)]; \\ \dot{R}_E(t) &= V_E(t)C_2[\varphi(t), h(t)],\end{aligned}\tag{14}$$

$$C_1[\varphi, h] = \frac{R_3}{a}[1 + e^2(1 - 1,5 \sin^2 \varphi(t)) - h(t)/a];$$

де

$$C_2[\varphi, h] = \frac{R_3}{a \cos \varphi(t)}[1 - 0,5 e^2 \sin^2 \varphi(t) - h(t)/a],\tag{15}$$

$\varphi(t), \lambda(t)$  – географічні широта і довгота;  $h(t)$  – висота польоту над поверхнею земного еліпсоїда;  $R_3$  – константа, прийнята рівною радіусу земної сфери;  $V_N(t), V_E(t)$  – проекції шляхової швидкості БПЛА на горизонтальні вісі географічного тригранника.  $a, e^2$  – велика піввісь і квадрат ексцентриситету прийнятого для навігації земного еліпсоїда.

**Висновок.** Створення інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА з адаптивним налаштуванням дозволить підвищити точність визначення навігаційних параметрів польоту, надійність і завадозахищеність БПЛА при виконанні польотного завдання.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Степанов О.А. Особенности построения и перспективы развития инерциально-спутниковых систем навигации // Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации. – С-Пб.: ЦНИИ “Электроприбор”. 2004. – С. 25-43.
2. Синеглазов В.М., Захарин Ф.М. Теоретические основы проектирования интегрированных навигационных комплексов беспилотных летательных аппаратов. – Киев: Освіта України. 2015. – 340 с.
3. Захарін Ф.М., Пономаренко С.О. Спосіб комплексної обробки навігаційної інформації від датчиків курсо-швидкісної навігаційної системи і супутникової навігаційної системи літального апарату. Патент на корисну модель України № 70281. Опублік. В бюл. № 11 від 11.06.2012.
4. Zakharin F.M., Ponomarenko S.A. Concept of Desing Navigation Systems of UAV / IEEE 3-rd International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments”, Proceedings. Kyiv. National aviation university. 2015, 13-15 October, p. 261-264.
5. Zakharin F. M., Ponomarenko S. A. On a Scheme Integration of Inertial Primary Information Sensors with on-board Navigation Correctors Fircraft / IEEE 4-rd International Conference “Methods and systems navigation and movement control”, Proceedings. Kyiv. National aviation university. 2016, 18-20 October, p. 98-101.
6. Захарін Ф.М., Пономаренко С.О., Карнаух Т.І. Спосіб комплексної обробки інформації від датчиків курсо-швидкісної навігаційної системи і супутникової навігаційної системи літального апарату. – К.: Збірник наукових праць ДНДІА. Вип. 7 (14), 2011. – С. 65-72.
7. Захарин Ф.М. Методы и алгоритмы прикладного анализа. Вып. 2. Статистическая фильтрация. – К.: КВВАИУ, 1978. – 148 с.
8. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
9. Панов А.П. Математические основы теории инерциальной ориентации. – Киев, Наукова думка, 1995. – 279 с.
10. Panov A. P., Ponomarenko S. A. On the Application of Non-Hamiltonian Unnormalized Quaternions of the Half-Rotation in the Strapdown Inertial Systems // IEEE 3-rd International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD). Proceedings. Kyiv. 2015, 13-15 october, p. 265 - 291.

*Надійшла до редакції 13.11.2017  
Рецензент: СНС Харитонов М.О.*