

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

СОРОКІНА О.М., науковий співробітник

КОМПЛЕКСУВАННЯ КУРСО-ПОВІТРЯНИХ ДАТЧИКІВ І БОРТОВОЇ АПАРАТУРИ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ ДЛЯ МАЛИХ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Пропонується модифікована неінваріантна компенсаційна схема комплексування курсо-повітряних датчиків і бортової апаратури супутникової навігації для малого безпілотного літального апарату, основу якої становлять нелінійний дискретний фільтр і регресійна процедура оцінювання поправок до вимірювань кута курсу і початкових оцінок горизонтальних складових швидкості вітру

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, числення координат, курсо-повітряні датчики, супутникова навігаційна система, неінваріантна компенсаційна схема, нелінійний дискретний фільтр, швидкість вітру

Для забезпечення необхідної точності та надійності функціонування в умовах завад в якості бортових систем зчислення координат безпілотних літальних апаратів (БпЛА) знаходять застосування інерціальна і курсо-повітряна системи. З урахуванням жорстких масо-габаритних обмежень до корисного навантаження певні переваги для малих БпЛА має курсо-повітряна система, для якої, на відміну від інерціальної системи, має місце лінійний характер наростання похибок зчислення координат в часі. У складі навігаційного комплексу (НК) БпЛА використовується також бортова апаратура (БА) супутникової навігаційної системи (СНС), яка, за умови нормального функціонування, забезпечує високоточну позиційно-швидкісну корекцію системи зчислення координат.

Предметом цієї роботи є нова технологія комплексної обробки навігаційної інформації від курсо-повітряних датчиків БпЛА (датчика повітряної швидкості, баровисотоміра, трьохкомпонентного магнітометра, датчиків кутів тангажу, крену, атаки і ковзання) та БА СНС.

З урахуванням результатів, наведених у роботі [3], при курсо-повітряному зчисленні координат місцеположення БпЛА з прийнятною для практики точністю

можуть бути використані такі навігаційні рівняння щодо приведених координат $R_N(t)$ и $R_E(t)$:

$$\begin{aligned}\dot{R}_N(t) &= V_N(t) C_1[\varphi(t), h(t)]; \\ \dot{R}_E(t) &= V_E(t) C_2[\varphi(t), h(t)],\end{aligned}\quad (1)$$

де

$$\begin{aligned}R_N(t) &= [\varphi(t) - \varphi_{II}] R_3; \\ R_E(t) &= [\lambda(t) - \lambda_{II}] R_3;\end{aligned}\quad (2)$$

$$C_1[\varphi, h] = \frac{R_3}{a} [1 + e^2(1 - 1,5 \sin^2 \varphi(t)) - h(t)/a]; \quad (3)$$

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

$\varphi(t), \lambda(t)$ – географічні широта та довгота; $h(t)$ – висота польоту над поверхнею земного еліпсоїда; $\varphi_{II}, \lambda_{II}$ – координати заданої точки в районі польотів; R_3 – константа, прийнята рівною радіусу земної сфери; $V_N(t), V_E(t)$ – проекції шляхової швидкості БПЛА на горизонтальні осі географічного тригранника; a, e^2 – велика піввісь і квадрат ексцентриситету прийнятого для навігації земного еліпсоїда.

Поточні складові шляхової швидкості $V_N(t), V_E(t)$ задовольняють таким співвідношенням:

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

де $V_{\text{ПОВИТ}N}(t)$ і $V_{\text{ПОВИТ}E}(t)$ – проекції повітряної швидкості БПЛА на осі N і E ; $V_{\text{ВИПВ}N}$ і $V_{\text{ВИПВ}E}$ – 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.

Кути атаки і ковзання можуть бути визначені непрямим методом на підставі вимірювань прискорень БПЛА та апріорної інформації про коефіцієнти аеродинамічних сил за такими формулами [8]:

$$\begin{aligned}\alpha &= -(a_{y1}/a_{x1}^* + K_0)(1 + c_y^\alpha/c_x)^{-1}; \\ \beta &= -a_{z1}/a_{x1}^*(1 + c_z^\beta/c_x)^{-1}; \quad (|\alpha| < 10^\circ, |\beta| < 10^\circ); \\ a_{x1}^* &= a_{x1} - P/m,\end{aligned}\quad (6)$$

де a_{x1}, a_{y1}, a_{z1} – складові прискорення, що визначається акселерометрами, які встановлені по зв'язаних осях поблизу центра мас БпЛА; P, m – тяга та маса БпЛА; $c_{y0}, c_{x0}, c_y^\alpha = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}, c_z^\beta = \frac{\partial c_z}{\partial \beta}, c_x = c_x(c_y)$ – аеродинамічні коефіцієнти; $K_0 = c_{y0}/c_{x0}$ – аеродинамічна якість БпЛА, що відповідає нульовому куту атаки ($\alpha = 0$).

Інформація про поточні значення повітряної швидкості, кутів тангажу і крену надходять від відповідних датчиків. Поточна оцінка кута істинного курсу $\psi_H(t)$ визначається за формулою виду:

$$\psi_H(t) = \psi_M(t) + \delta_M, \quad (7)$$

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

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

$$\psi_M(t) = \arctg(-f_1/f_2), \quad (8)$$

де $f_1 = H_{y1}(t) \sin \gamma(t) + H_{z1}(t) \cos \gamma(t)$;

$f_2 = H_{x1}(t) \sin \vartheta(t) - H_{y1}(t) \cos \vartheta(t) \sin \gamma(t) + H_{z1}(t) \sin \vartheta(t) \sin \gamma(t)$; $H_{x1}(t), H_{y1}(t), H_{z1}(t)$ – поточні оцінки проєкцій вектора напруженості магнітного поля Землі на осі зв'язаної з БпЛА системи координат, що надходять від трьохкомпонентного магнітометра.

Основні похибки курсо-повітряного зчислення координат БпЛА

Похибки курсо-повітряного зчислення координат БпЛА залежать як від похибок розрахунку поточних складових шляхової швидкості $V_N(t)$ і $V_E(t)$ за показаннями курсо-повітряних датчиків, так і від похибок чисельного інтегрування навігаційних рівнянь (1). У свою чергу, похибки розрахунку поточних значень $V_N(t)$ і $V_E(t)$ обумовлені як похибками курсо-повітряних датчиків, так і неточністю задавання оцінок горизонтальних складових швидкості вітру.

Аналіз показує, що найбільший вплив на точність розрахунку поточних складових шляхової швидкості мають систематична похибка вимірювання кута істинного курсу $\delta\psi_H$ і похибки задання оцінок горизонтальних складових швидкості вітру $\delta V_{ВІТРУ N}$ і $\delta V_{ВІТРУ E}$.

Неінваріантна компенсаційна схема комплексної обробки навігаційної інформації

У неінваріантній компенсаційній схемі комплексної обробки навігаційної інформації від курсо-повітряних датчиків і БА СНС, що запропонована в цій роботі, як і в схемі, що розглянута в [2, 5], ключова роль відводиться процедурі нелінійної дискретної фільтрації. Однак, на відміну від схеми [2, 5], процедура фільтрації використовується тільки для корекції та екстраполяції оцінок приведених координат місцеположення БпЛА R_N і R_E з використанням позиційної інформації від БА СНС і інформації від курсо-повітряних датчиків. Поправки ж до вимірювань кута істинного курсу $\Delta\psi_{III}$ і до початкових оцінок горизонтальних складових швидкості вітру $\Delta V_{ВІТРУ N}$ і $\Delta V_{ВІТРУ E}$ оцінюються на початковому етапі польоту і періодично

уточнюються з використанням спеціальних процедур на основі швидкісної інформації від БА СНС.

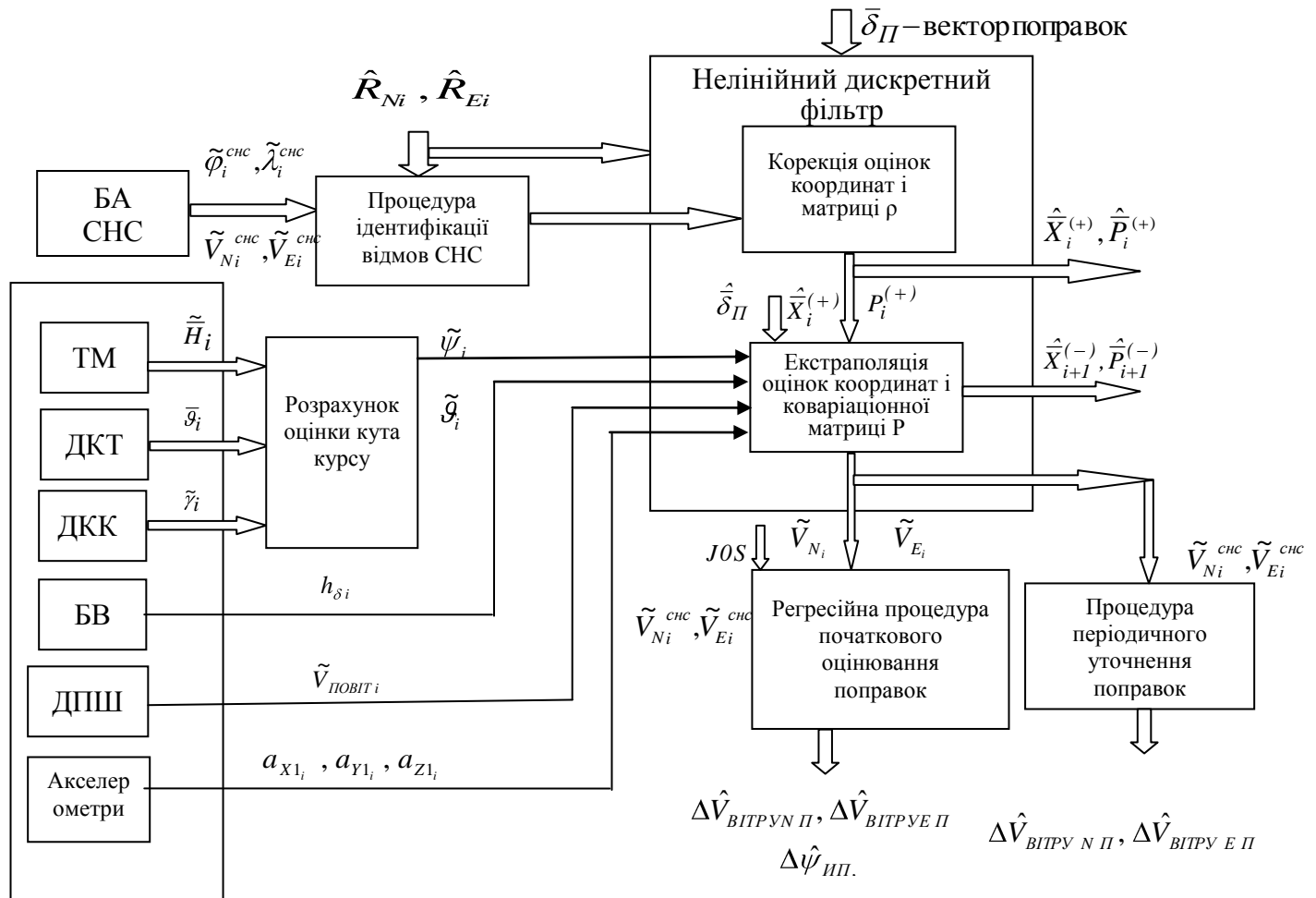


Рис. 1. Неінваріантна компенсаційна схема комплексної обробки навігаційної інформації

Запропонована схема комплексної обробки навігаційної інформації приведена на рис. 1. Вона включає обробку інформації за неінваріантною компенсаційною схемою з додатковою регресійною процедурою для оцінки на початковому етапі польоту поправок за курсом і складовим швидкості стаціонарного вітру, а також з додатковою процедурою періодичного уточнення початкових похибок горизонтальних складових швидкості вітру.

Передбачається, що оновлення вихідної інформації курсо-повітряних датчиків і БА СНС відбувається з однаковим кроком $\Delta t = 0,1$ с. На кожному кроці обробки навігаційної інформації, крім першого, проводиться перевірка умови нормальної роботи БА СНС

$$\left| \hat{R}_{Ni} - \tilde{R}_{Ni}^{CHC} \right| + \left| \hat{R}_{Ei} - \tilde{R}_{Ei}^{CHC} \right| < \Delta R_D, \quad (9)$$

де \hat{R}_{Ni} , \hat{R}_{Ei} – оцінки наведених координат, що екстрапольовані з попереднього кроку; \tilde{R}_{Ni}^{CHC} , \tilde{R}_{Ei}^{CHC} – поточні оцінки координат, що розраховані за позиційною

інформацією від БА СНС; ΔR_D – заданий допуск.

При виконанні умови (9) у фільтрі здійснюється корекція поточних оцінок координат і коваріаційної матриці похибок оцінок

$$\begin{aligned}\hat{X}_i^{(+)} &= \hat{X}_i^{(-)} + K_i (\bar{Y}_i - \hat{X}_i^{(-)}); \\ P_i^{(+)} &= (E_2 - K_i H) P_i^{(-)}, \quad i = 1, 2, \dots,\end{aligned}\quad (10)$$

де $\hat{X}_i = (\hat{R}_{Ni}, \hat{R}_{Ei})^T$; $\bar{Y}_i = (\tilde{R}_{Ni}^{CHC}, \tilde{R}_{Ei}^{CHC})^T = \bar{X}_i + \bar{\eta}_i$; $\bar{\eta}_i$ – вектор-стовпчик випадкових похибок вимірювань з коваріаційною матрицею R ;

$K_i = P_i^{(-)} H^T (H P_i^{(-)} H^T + R)^\oplus$ – матричний коефіцієнт посилення фільтру;

$H = E_2$ – одинична матриця 2×2 ;

P_i – коваріаційна матриця похибок оцінок;

\oplus – символ псевдообернення матриці методом Гревілья [4];

“–” і “+” – індекси величин “до” и “після” корекції.

Екстраполяція оцінок координат і коваріаційної матриці

На кожному кроці обробки інформації незалежно від факту справності БА СНС виконується операція екстраполяції оцінок координат і коваріаційної матриці P . В основу операції екстраполяції координат можуть бути покладені різні методи чисельного інтегрування рівнянь (3) [7].

Для методу Ейлера екстраполяція виконується відповідно до формули:

$$\hat{R}_{li+1} = \hat{R}_{li} + f_{li} \Delta t, \quad l = N, E, \quad i = 1, 2, \dots, \quad (11)$$

$$\text{де } f_{Ni} = \hat{V}_{Ni} C_1(\hat{\phi}_i, \tilde{h}_i); \quad f_{Ei} = \hat{V}_{Ei} C_2(\hat{\phi}_i, \tilde{h}_i); \quad \hat{\phi}_i = \varphi_{II} + \hat{R}_{Ni} / R_3. \quad (12)$$

Поточні оцінки складових шляхової швидкості розраховуються за формулами (4), в яких складові повітряної швидкості визначаються виразами (5) (де в правій частині підставлені результати вимірювань $\tilde{V}_{ПОВІТi}$, $\tilde{\gamma}_i$, $\tilde{\alpha}_i$, $\tilde{\beta}_i$, $\tilde{\vartheta}_i$, $\hat{\psi}_{IIi} = \tilde{\psi}_{IIi} + \Delta \hat{\psi}_{II}$), а оцінки горизонтальних складових швидкості вітру приймаються у вигляді

$$\hat{V}_{ВІТРУ l} = \hat{V}_{ВІТРУ l}^{(0)} + \Delta \hat{V}_{ВІТРУ l II}, \quad l = N, E, \quad (13)$$

де $\hat{V}_{ВІТРУ l}^{(0)}$, $l = N, E$ – початкові оцінки складових швидкості вітру;

$\Delta \hat{\psi}_{II}$, $\Delta \hat{V}_{ВІТРУ l II}$, $l = N, E$ – оцінки відповідних поправок.

Для методу Адамса 4-го порядку [7] на перших трьох кроках екстраполяція координат виконується за формулою (11), а кожен наступний крок екстраполяції розбивається на два підкроки. На першому підкроці з використанням екстраполяційної формули Адамса розраховуються попередні оцінки координат

$$\hat{R}_{li+1}^{\Pi} = \hat{R}_{li} + \frac{\Delta t}{24} (55 f_{li} - 59 f_{li-1} + 37 f_{li-2} - 9 f_{li-3}), \quad l = N, E. \quad (14)$$

На другому підкроці з використанням інтерполяційної формули Адамса знаходяться остаточні оцінки координат

$$\hat{R}_{li+1}^K = \hat{R}_{li} + \frac{\Delta t}{24} (9 f_{li+1}^* + 19 f_{li} - 5 f_{li-1} + f_{li-2}), \quad l = N, E, \quad (15)$$

де $f_{li+1}^*, l=N, E$ – розраховуються за формулами (13) з урахуванням того, що $\hat{R}_{Ni+1} = \hat{R}_{Ni+1}^n$.

Екстраполяція коваріаційної матриці P виконується за формулою виду:

$$P_{i+1} = \Phi_i P_i \Phi_i^T + Q_i, \quad (16)$$

де $\Phi_i = E_2 + \frac{\partial \bar{f}_i}{\partial X_i} \Delta t$ – перехідна матриця, що відповідає лінеаризованому представленню операції екстраполяції координат;

Q_i – коваріаційна матриця випадкових похибок екстраполяції; \bar{f}_i – вектор правих частин рівнянь (1).

Обчислення поправок

На початковому етапі польоту БпЛА при нормальній роботі БА СНС оцінюється вектор-стовпчик поправок $\bar{\delta}_\Pi = (\Delta \psi_\Pi, \Delta V_{ВІТРУ\ N\Pi}, \Delta V_{ВІТРУ\ E\Pi})^T$ з використанням швидкісної інформації від БА СНС:

$$\hat{\delta}_\Pi = -G_V^\oplus \bar{d}_V, \quad (17)$$

де

$$G_V = \begin{pmatrix} B_1 \\ B_2 \\ \vdots \\ B_{N\Pi} \end{pmatrix}; \quad \bar{d}_V = \begin{pmatrix} \tilde{V}_1 - \tilde{V}_1^{CHC} \\ \tilde{V}_2 - \tilde{V}_2^{CHC} \\ \vdots \\ \tilde{V}_{N\Pi} - \tilde{V}_{N\Pi}^{CHC} \end{pmatrix}; \quad \bar{V}_i = (V_{Ni}, V_{Ei})^T; \quad B_i = \begin{pmatrix} -\tilde{V}_{ПОВІТ\ i} \cos \tilde{\vartheta}_i \sin \tilde{\psi}_{\Pi i} & 1 & 0 \\ \tilde{V}_{ПОВІТ\ i} \cos \tilde{\vartheta}_i \cos \tilde{\psi}_{\Pi i} & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$t_{i+1} - t_i = \Delta T_\Pi, i=1, 2, \dots, N_\Pi.$$

При цьому поточні оцінки складових шляхової швидкості \tilde{V}_{Ni} і \tilde{V}_{Ei} розраховуються за формулою

$$\tilde{V}_{li} = \tilde{V}_{ПОВІТ\ i} + \hat{V}_{ВІТРУ\ l}^{(0)}, \quad l = N, E. \quad (18)$$

У свою чергу, для розрахунку $\tilde{V}_{ПОВІТ\ i}$, $l = N, E$ використовуються формули (5), у які підставлені результати вимірювань $\tilde{V}_{ПОВІТ\ i}$, $\tilde{\gamma}_i$, $\tilde{\alpha}_i$, $\tilde{\vartheta}_i$, $\tilde{\beta}_i$, $\tilde{\psi}_{\Pi i}$.

При нормальній роботі БА СНС отримані на початковому етапі польоту оцінки поправок до горизонтальних складових швидкості вітру періодично уточнюються за допомогою процедури виду:

$$\Delta \hat{V}_{ВІТРУ\ l\Pi}^{(j+1)} = \Delta \hat{V}_{ВІТРУ\ l\Pi}^{(j)} + \delta V_{l\Pi}^{(j)}, \quad l = N, E, \quad (19)$$

$$\text{де } \delta V_{l\Pi}^{(j)} = \frac{1}{N_B} \sum_{i=1}^{N_B} (\tilde{V}_{li} - \tilde{V}_{li}^{CHC}), \quad l = N, E;$$

\tilde{V}_{li} , $l = N, E$ – поточні оцінки складових шляхової швидкості, що отримані з урахуванням попередніх оцінок поправок;

$$t_{i+1} - t_i = \Delta T_B.$$

Математичне моделювання

Ефективність роботи запропонованої схеми комплексування курсо-повітряних датчиків і БА СНС оцінювалась за допомогою математичного моделювання. При

моделюванні задавався рух малого БпЛА на висотах 0 ... 1000 м зі швидкостями 40 ... 80 м/с на траєкторіях маневрів типу “змійка” і “коло” та використовувалася спрощена модель похибок вимірювання істинного курсу, що включає систематичну і випадкову складові. Середньоквадратичні значення похибок курсо-повітряних датчиків задавалися такими: $\sigma_{V_{\text{ПОВІТ}}} = 1$ м/с; $\sigma_{\psi_{II}} = 2$ мрад; $\sigma_h = 1$ м; $\sigma_{\theta} = \sigma_{\gamma} = \sigma_{\beta} = 3$ мрад, а зміщення показань датчиків $\delta h_{\delta} = \pm 3$ м; $\delta \psi_{II} = \pm 30$ мрад.

Середньоквадратичні значення позиційних і швидкісних похибок БА СНС приймалися такими $\sigma_R = 3$ м; $\sigma_V = 0,03$ м/с.

Фактичні значення горизонтальних складових швидкості стаціонарного вітру в районі польотів варіювалися в межах ± 20 м/с, а їх початкові оцінки задавалися з похибками ± 15 м/с.

Крок обробки навігаційної інформації приймався рівним $\Delta t = 0,1$ с, а параметри процедур (17) і (19): $\Delta T_{II} = \Delta T_B = 5$ с, $N_{II} = N_B = 10$.

За допомогою регресійної процедури (17) на перших 50 сек польоту поправка до вимірювань кута курсу оцінювалася з похибкою не більше 3 мрад, а поправки до початкових оцінок горизонтальних складових швидкості стаціонарного вітру – з похибками не більше 0,3 м/с.

Для перевірки процедури (19) моделювалися стрибки вітру з амплітудами ± 15 м/с у задані дискретні моменти часу. Уточнені поправки до початкових оцінок складових швидкості вітру після стрибків ідентифікувалися з похибками не більше 0,2 м/с.

Після відключення (відмови) БА СНС темп наростання похибок автономного курсо-повітряного зчислення координат в часі відповідав рівням точності настройки поправок (за курсом ± 3 мрад, за горизонтальними складовими стаціонарного вітру $\pm 0,2$ м/с).

При кроці обробки $\Delta t = 0,1$ с темп наростання суто обчислювальних похибок для методу Ейлера (11) був не вище 0,08 м/с, а для методу Адамса (14), (15) – не вище 0,06 м/с.

Зменшення кроку дискретності в m разів призводило до m -кратного зменшення відповідних значень темпу наростання обчислювальних похибок при зчисленні наведених координат місцеположення БпЛА.

Похибки автономного курсо-повітряного зчислення координат δR_N , δR_E у функції часу при відсутності інформації від БА СНС приведені в таблиці 1.

Таблиця 1

$T, \text{с}$	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$\delta R_{N,M}$	1,1	4,9	7,6	10,5	13,1	16,8	20,8	24,3	28,0	29,6	33,5
$\delta R_{E,M}$	0,9	2,7	8,5	14,8	21,0	27,7	28,2	28,6	28,9	30,1	31,8

Обчислювальні похибки екстраполяції координат для методу Ейлера у функції часу на маневрі «коло» для різних значень кроку інтегрування (0,1 сек, 0,05 сек і 0,01 сек) приведені в таблиці 2.

Таблиця 2

T, с	$\Delta t = 0,1$ с		$\Delta t = 0,05$ с		$\Delta t = 0,01$ с	
	$\delta R_{N,}$ м	$\delta R_{E,}$ м	$\delta R_{N,}$ м	$\delta R_{E,}$ м	$\delta R_{N,}$ м	$\delta R_{E,}$ м
5	1,46	0,15	0,85	0,06	0,35	-0,02
10	2,64	0,78	1,46	0,39	0,52	0,09
15	3,62	1,69	2,00	0,87	0,71	0,21
20	3,81	2,75	1,91	1,37	0,38	0,27
25	4,48	3,98	2,48	1,98	0,87	0,38
30	3,91	5,23	2,00	2,61	0,47	0,51
35	3,43	6,40	1,80	3,22	0,50	0,68
40	2,58	7,25	1,39	3,63	0,45	0,74
45	1,33	7,77	0,70	3,86	0,20	0,74
50	0,1	8,01	0,06	4,00	0,06	0,80
55	-1,01	7,85	-0,40	3,95	0,09	0,82
60	-2,18	7,23	-1,01	3,61	-0,078	0,71
65	-3,17	6,31	-1,56	3,13	-0,27	0,59
70	-3,74	5,25	-1,84	2,63	-0,32	0,53
75	-3,65	4,03	-1,65	2,02	-0,06	0,42
80	-3,45	2,78	-1,55	1,39	-0,03	0,29
85	-2,97	1,61	-1,36	0,78	-0,06	0,12
90	-2,50	0,75	-1,33	0,37	-0,39	0,06
95	-0,88	0,24	-0,26	0,14	0,24	0,06
100	-0,01	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001

Висновок. Таким чином, результати моделювання підтвердили працездатність і досить високу ефективність запропонованої модернізованої неінваріантної компенсаційної схеми комплексування курсо-повітряних датчиків і БА СНС для малого БПЛА.

ЛІТЕРАТУРА

1. Дмитриев С. П., Степанов О. А., Кошаев Д. А. Исследование способов комплексирования данных при построении инерциально-спутниковых систем // Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации. Сборник статей и докладов. – СПб.: 2004. – С. 43-59.
2. Захарін Ф. М., Пономаренко С. О. Спосіб комплексної обробки навігаційної інформації від датчиків курсо-швидкісної навігаційної системи і супутникової навігаційної системи літального апарата. Патент на корисну модель України № 70281. Опубл. в бюл. №11 від 11.06.12.
3. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
4. Микеладзе В. Г., Титов В. М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и крылатых ракет. – М.:Машиностроение, 1974. –152 с.
5. 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.
6. Захарин Ф. М. Методы и алгоритмы прикладного анализа. Вып. 2. Статистическая фильтрация. – К.: КВВАИУ, 1978. – 148 с.
 7. Копченков Н. В., Марон И. А. Вычислительная математика в примерах и задачах. – М.: Наука, 1972. – 368 с.
 8. Петров Б. Н. Избранные труды. Т. 2. Управление авиационными и космическими летательными аппаратами. – М.: Наука, 1983. – 328 с.

Надійшла до редакції 10.11.2015