ТРАНСПОРТНІ СИСТЕМИ

УДК 656.7.052.002.5: 681.32(045)

В. М. Синєглазов, д-р техн. наук, проф.,
М. К. Філяшкін, канд. техн. наук, проф.,
Ф. М. Захарін канд. техн. наук,
Ш. І. Аскеров

ІНТЕГРОВАНИЙ НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ МАЛОЇ АВІАЦІЇ

Інститут аерокосмічних систем управління, НАУ e-mail: iesy@nau.edu.ua

Розглянуто принципи побудови інтегрованих навігаційних комплексів на основі блока грубих мікромеханічних інерціальних датчиків, приймача супутникової навігаційної системи, магнітометра та модуля аерометричних датчиків. Таку високоінформативну схему інтеграції об'єднує обчислювач, у якому реалізовано варіант інваріантної концепції комплексного оброблення інформації на базі процедури оптимальної лінійної калманівської фільтрації й додаткові алгоритми оброблення надлишкової інформації, що підвищують надійність навігаційного забезпечення літальних апаратів.

Ключові слова: комплексування, оцінювання помилок, вектор стану, інерціально-супутникова навігаційна система, аеромагнітометрична навігаційна система.

Актуальність дослідження. Загальна тенденція розвитку ринку навігаційних систем рухомих об'єктів така, що під впливом дедалі жорсткіших вимог розробники рухаються у напрямі поглиблення інтеграції між інерціальними, супутниковими та іншими системами. Причому комітет Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO) з майбутніх навігаційних систем (FANS – Future Air Navigation System) пропонує обов'язкове використання систем супутникової навігації в поєднанні з інерціальною навігаційною системою як центральної ланки навігаційного комплексу.

Для мініатюрних літальних апаратів, маса яких не перевершує 3,5 – 4 кг гостро постала проблема масогабаритних характеристик навігаційного комплексу. Тому пропонується функцію вимірювання стану системи виконувати з використанням малогабаритної безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС), що входить до складу бортового комплексу навігації. Маючи у своєму складі тріади мікромеханічних інерціальних датчиків, а також барометричний висотомір і тривісний магнітометр, і комплексуючи дані цих датчиків з даними системи супутникової навігації, комплекс виробляє повне навігаційне рішення по координатах і кутах орієнтації.

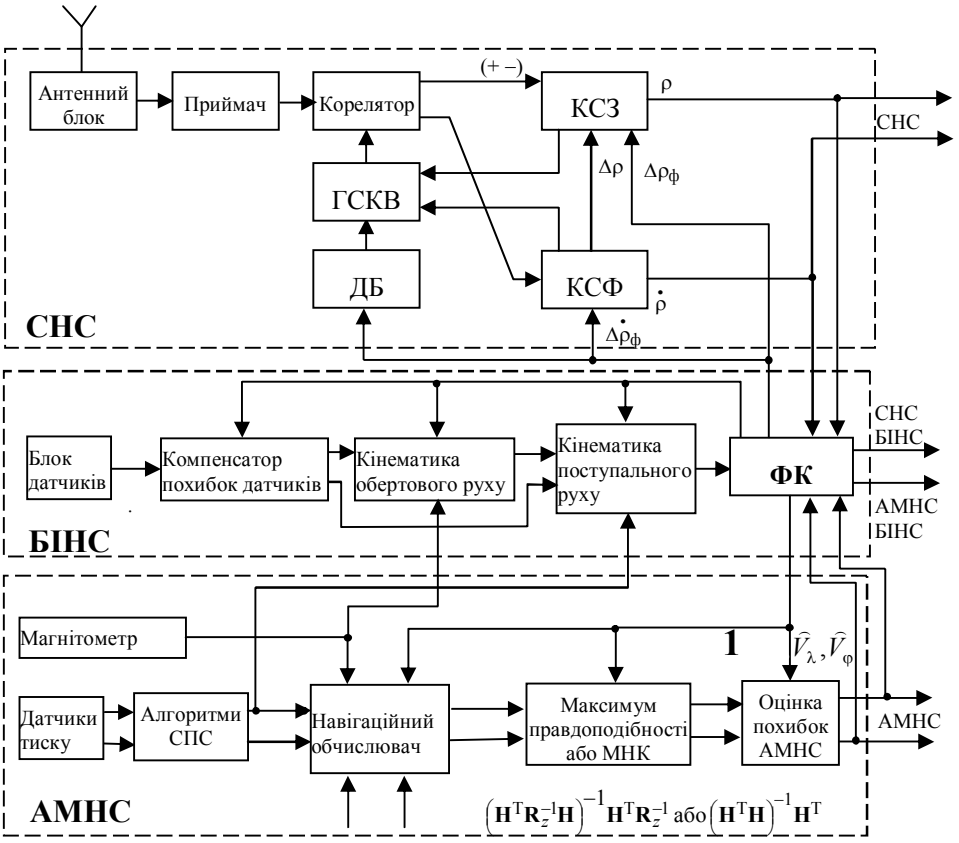
Для побудови інтегрованих навігаційних систем значного поширення набув прийом, заснований на формуванні різницевих вимірів, з яких вилучаються шукані параметри. За допомогою різницевих вимірів можна оцінювати похибки однієї підсистеми на фоні похибок іншої підсистеми. Цей прийом найчастіше називають методом отримання інваріантних оцінок. Для реалізації такого методу використовують лінійні моделі еволюції похибок підсистем і не потрібно вводити в загальному випадку нелінійні моделі еволюції шуканих навігаційних параметрів, що істотно спрощує побудову алгоритмів комплексного оброблення навігаційної інформації і дає змогу застосовувати добре освоєні процедури оптимальної лінійної калманівської фільтрації.

Під час реалізації інваріантного методу отримувані за допомогою процедури оптимальної лінійної фільтрації оцінки похибок інерціальної системи використовуються для внесення виправлень у вироблювані БІНС поточні значення вихідних навігаційних параметрів.

Для забезпечення можливості використання лінійних моделей еволюції похибок (а, отже, і лінійних алгоритмів фільтрації) для БІНС, побудованих на грубих мікромеханічних інерціальних датчиках, виникає необхідність не тільки виправляти вихідну навігаційну інформацію, але й періодично коригувати роботу самої інерціальної системи за допомогою отримуваних на виході оптимального лінійного фільтра оцінок похибок БІНС.

Принципи побудови такої комплексної навігаційної системи загалом є завданням, дослідження якого стає вельми актуальним.

Постановка завдання. Пропонований глибоко інтегрований навігаційний комплекс літальних апаратів малої авіації (див. рисунок) планується будувати на основі БІНС, приймача супутникової навігаційної системи (СНС) ГЛОНАСС/GPS та аеромагнітометричної навігаційної системи (АМНС), яка складається з трикомпонентного магнітометра та модуля аерометричних датчиків.



Глибоко інтегрований навігаційний комплекс літальних апаратів малої авіації

Основні навігаційні завдання, які буде вирішувати такий навігаційний комплекс, – це завдання інерціальної та супутникової навігації, а основний режим роботи комплексу – це режим інерціально-супутникової навігації.

Відомо декілька варіантів схеми можливого комплексування СНС і БІНС. Відмітною особливістю пропонованої інтегрованої схеми інерціально-супутникової навігаційної системи (ІСНС) є використання контурами слідкування за затримкою (КСЗ) і фазою (КСФ) інформації про розрахункові псевдодальності і псевдошвидкості (або про їх збільшення), які можуть формуватися фільтром Калмана (ФК). Використання цієї інформації дозволяє істотно поліпшити стійкість слідкування і зменшити час відновлення роботи приймача у випадку втрати сигналів супутників.

Аеромагнітометрична навігаційна система є допоміжною системою комплексу; вона запобігає розбіжності вертикального та курсового каналів інерціально-супутникової системи навігації, а також реалізує інерціально-курсо-повітряний метод числення координат на період радіомовчання СНС.

Постановку завдання можна сформулювати таким чином: для інтегрованих навігаційних комплексів на основі процедур оптимальної лінійної калманівської фільтрації побудувати алгоритми комплексного оброблення навігаційної інформації як розв'язання задачі оцінювання

похибок однієї підсистеми на фоні похибок іншої підсистеми. Показати можливість реалізації в пропонованій схемі навігаційного комплексу додаткових алгоритмів оброблення надлишкової навігаційної інформації від АМНС, а також застосування АМНС для підтримання роботи БІНС на період радіомовчання СНС.

Розв'язання задачі. Параметри, що характеризують вектор стану безпілотного літального апарата (БПЛА), для основного, інерціально-супутникового режиму роботи навігаційного комплексу оцінюються за результатами розширеної калманівської фільтрації сигналів БІНС і СНС у блоці ФК. За результатами оцінювання здійснюється позиційне та швидкісне коригування БІНС. Окремо передбачається можливість компенсації інструментальних похибок вимірювальних елементів за апріорними даними (наприклад, за паспортними даними системи) або за значеннями оцінок цих похибок. У результаті в алгоритм БІНС передаються скориговані показання датчиків кутової швидкості та акселерометрів.

Для оцінювання (фільтрації) вектора стану похибок вимірювання комплексної системи $\mathbf{V}_{\text{ІСНС},\,k}$, що формується на основі похибок супутникової та інерціальної навігаційних систем $\mathbf{V}_{\text{ІСНС},\,k} = \begin{vmatrix} \mathbf{V}_{\text{ІНС},\,k} \\ \mathbf{V}_{\text{СНС},\,k} \end{vmatrix}$, пропонується використовувати процедуру дискретного оптимального ФК. Узагальнене рівняння стану похибок вимірювання комплексної системи має вигляд:

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k} = \mathbf{\Phi}_{\text{ІСНС},k}\mathbf{V}_{\text{ІСНС},\,k-1} + \xi_{\text{ІСНС}},$$

де $\mathbf{\Phi}_{\text{ІСНС},\,k} = \begin{vmatrix} \mathbf{\Phi}_{\text{ІНС},\,k} & 0 \\ 0 & \mathbf{\Phi}_{\text{СНС},\,k} \end{vmatrix}$ – відома матриця системи, що сформована на основі матриць $\mathbf{\Phi}_{\text{інс}}$, $\mathbf{\Phi}_{\text{СНС}}$ моделей корельованих складових похибок супутникової та інерціальної навігаційних систем; $\xi_{\text{ІСНС},\,k} = \begin{vmatrix} \xi_{\text{ІНС},\,k} \\ \xi_{\text{СНС},\,k} \end{vmatrix}$ – вектор гаусівських шумів з матрицею дисперсії $\mathbf{Q}_{\text{ІСНС},\,k}$, які отримані з білошумних складових похибок двох навігаційних систем.

Рівняння для оцінки $\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k}$ з урахуванням певних допущень виходять із загальних рівнянь оптимальної фільтрації і мають вигляд:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k} &= \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k|k-1} + \mathbf{K}_{\text{ф},\,k}(\mathbf{Z}_{\text{СНС},\,k} - \hat{\mathbf{Z}}_{\text{ІСНС},\,k}); \\ \hat{\mathbf{Z}}_{\text{ІСНС},k} &= \mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{ІНС},\,k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},\,k}\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},\,k|k-1}) + \mathbf{M}_{\text{СНС},\,k}\tilde{\mathbf{V}}_{\text{СНС},\,k|k-1}; \end{aligned} \tag{1}$$

$$\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k\,|k\text{-}1} = \mathbf{\Phi}_{\text{ІСНС},\,k}\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k\text{-}1};\ \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},\,k\,|k\text{-}1} = \mathbf{\Phi}_{\text{ІНС},\,k}\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},\,k\text{-}1};\ \tilde{\mathbf{V}}_{\text{СНС},\,k\,|k\text{-}1} = \mathbf{\Phi}_{\text{СНС},\,k}\hat{\mathbf{V}}_{\text{СНС},\,k\text{-}1}; \tag{2}$$

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{\text{ф},\,k} &= \mathbf{P}_{k|k-1}\mathbf{H}_k^{\text{T}}(\mathbf{H}_k\mathbf{P}_{k|k-1}\mathbf{H}_k^{\text{T}} + \mathbf{N}_k)^{-1}; \\ \mathbf{P}_{k|k-1} &= \mathbf{\Phi}_{\text{ІСНС},\,k}\mathbf{P}_{k-1}\mathbf{\Phi}_{\text{ІСНС},\,k}^{\text{T}} + \mathbf{Q}_{\text{ІСНС},\,k}; \\ \mathbf{P}_k &= \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_{\text{ф},\,k}\mathbf{H}_k\mathbf{P}_{k|k-1}; \\ \mathbf{H}_k &= \frac{\partial}{\partial V_{\text{ІСНС},\,k}}\Big[\mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{ІНС},\,k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},\,k}\mathbf{V}_{\text{ІНС},\,k}) + \mathbf{M}_{\text{СНС},k}\mathbf{V}_{\text{СНС},k}\Big]_{\mathbf{V}_{\text{ІСНС},\,k}=\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k|k-1}}, \end{aligned} \tag{3}$$

де $\mathbf{Z}_{\text{СНС}}$, $\mathbf{Z}_{\text{ІНС}}$ – вектори спостережень з виходів СНС і БІНС; $\mathbf{G}$ – відома матриця векторної функції $\mathbf{G}(\mathbf{X}_k)$, що зв'язує радіонавігаційні параметри сигналу з оцінюваним вектором стану $\mathbf{X}_k$; $\mathbf{M}_{\text{СНС}}$, $\mathbf{M}_{\text{ІНС}}$ – відомі матриці завад процесу спостережень на виходах СНС і БІНС; $\hat{\mathbf{Z}}_{\text{ІСНС}}$ – оцінка вектора спостереження; $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС}}$, $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС}}$, $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{СНС}}$ – помилки оцінювання похибок комплексної системи, а також похибок БІНС і СНС; $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІСНС},\,k\,|k\text{-}1}$ і $\mathbf{P}_{k|k-1}$ – відповідно помилки оцінювання похибок БІНС і СНС і коваріаційна матриця $\mathbf{P}$ для моменту k, які розраховані на основі k вимірювань у

попередні моменти часу $k-1$, $k-2$; **H** – матриця вимірювань для вектора спостереження; **N** – кореляційна матриця.

Отримувані з виходу фільтра оцінки помилки БІНС використовуються для виправлення вихідних навігаційних параметрів БІНС. Алгоритм виправлення оцінок координат і проекцій швидкості має вигляд:

$$\begin{aligned} H^{+}_{\ i} &= H^{-}_{\ i} - \Delta\hat{H}_i; \\ \varphi_i^{\ +} &= \varphi^{-}_{\ i} - \frac{\Delta\hat{R}_{Ni}}{R_з}; \\ \lambda_i^{\ +} &= \lambda^{-}_{\ i} - \frac{\Delta\hat{R}_{Ei}}{R_з}; \\ V^{+}_{l,i} &= V^{-}_{l,i} - \Delta\hat{V}_l, \end{aligned} \qquad l = E, N, H,$$

де верхніми індексами «–» і «+» позначено оцінки вихідних навігаційних параметрів до і після виправлення відповідно; $\Delta\hat{R}_{Ei}$, $\Delta\hat{R}_{Ni}$, $\Delta\hat{H}_i$, $\Delta\hat{V}_E$, $\Delta\hat{V}_N$, $\Delta\hat{V}_H$ – поточні оцінки помилок БІНС (лінійних координат, висоти і трьох складових швидкості), отримувані на виході фільтра.

Отримувана в БІНС оцінка матриці орієнтації $\mathbf{B}_i$ виправляється за допомогою такої процедури:

$$\hat{\mathbf{B}}^{+}{}_i = \Delta\mathbf{B}_i\hat{\mathbf{B}}^{-}{}_i, \tag{4}$$

де $\Delta\mathbf{B}_i = \begin{pmatrix} 1 & \hat{\alpha}_{h,i} & -\hat{\alpha}_{N,i} \\ -\hat{\alpha}_{h,i} & 1 & \hat{\alpha}_{E,i} \\ \hat{\alpha}_{N,i} & -\hat{\alpha}_{E,i} & 1 \end{pmatrix}$,

тут $\hat{\alpha}_{E,i}$, $\hat{\alpha}_{N,i}$, $\hat{\alpha}_{h,i}$ – поточні оцінки помилок БІНС у визначенні орієнтації географічної системи координат, отримувані на виході фільтра.

Після виконання операції (4) варто перевіряти умови ортогональності матриці $\hat{B}^{+}{}_i$ і в разі потреби виконувати ортогоналізацію оцінки матриці напрямних косинусів $\hat{B}^{+}{}_i$.

Алгоритм (1) – (3) може мати різні модифікації: симетричну коваріаційну; інформаційну; послідовну в часі та просторі вимірювань і т. ін. Всі ці форми призначені для забезпечення обчислювальної стійкості алгоритмів у бортових обчислювальних машинах з обмеженою розрядністю та пам'яттю за наявності похибок моделей, лінеаризації нелінійностей і т. ін. Слід зазначити, що у пропонованої системі виконуються одночасно процедури оцінювання (фільтрації) і коригування БІНС.

Період коригування $T_{\text{кор}}$ можна вибирати з умови

$$\Delta\alpha(T_{\text{кор}}) = \Delta\alpha_{\text{доп}},$$

де $\Delta\alpha(T_{\text{кор}})$ – оцінка максимальної помилки моделювання орієнтації осей географічної системи координат у БІНС; $\Delta\alpha_{\text{доп}}$ – допустиме значення помилки, що забезпечує збереження лінійності моделі еволюції помилок БІНС .

Аналіз показує, що для значень $T_{\text{кор}}$, які задовольняють умову $T_{\text{кор}} << T_{\text{ш}}$ ($T_{\text{ш}} = 84{,}4$ хв – період маятника Шулера), для оцінки $\Delta\alpha(T)$ можна використати формулу вигляду

$$\Delta\alpha(T_{\text{кор}}) = \varepsilon T_{\text{кор}} + \Delta\alpha^{*}(T_{\text{кор}}),$$

де $\alpha^*(T_{\text{кор}}) = \left[\left(\Delta\alpha_0 g + \Delta a \right) \frac{T_{\text{кор}}^2}{2} + g \frac{\varepsilon T_{\text{кор}}^3}{6} \right] R_{\text{з}}^{-1}$;

$\Delta\alpha_0$ – максимальне значення помилки початкового виставлення БІНС; $\Delta a, \varepsilon$ – максимальне значення помилки інерціальних датчиків БІНС.

У процесі коригування роботи БІНС виконуються такі операції:

– вносяться виправлення в обчислені значення оцінок координат, проекцій швидкості та матриці орієнтації ;

– обновляються оцінки наведених помилок датчиків БІНС за формулами:

$$\begin{aligned} \varepsilon^*_{i,l} &= \varepsilon^*_{i,l-1} + \hat{\varepsilon}^*_{i,l}; \\ \Delta a^*_{i,l} &= \Delta a^*_{i,l-1} + \Delta\hat{a}_{i,l}; \end{aligned} \qquad (i = 1,\ 2,\ 3),$$

де l – номер точки коригування (l = 1, 2, …); $\varepsilon^*_{i,0} = \Delta a^*_{i,0} = 0$, i = 1, 2, 3; $\hat{\varepsilon}_{i,e}, \Delta\hat{a}_{i,e}$ – оцінки помилок у точці коригування БІНС;

– обнуляються компоненти вектора стану X_p 1 … 15, що відповідають помилкам БІНС.

Поточні оцінки наведених помилок датчика кутових швидкостей і акселерометрів ε_i^*, Δa_i^* (i = 1, 2, 3) використовуються в обчислювальних алгоритмах БІНС для внесення в показання інерціальних датчиків БІНС виправлень вигляду:

$$\Delta\alpha_i = \Delta t_{\text{опит}} \varepsilon^*_i \text{ і } \Delta v_i = \Delta t_{\text{опит}} \Delta a^*_i \ (i = 1, 2, 3),$$

де $\Delta t_{\text{опит}}$ – крок опитування датчиків первинної інформації.

В авіаційних СНС, інтегрованих із БІНС, вектор стану корельованих похибок $\mathbf{V}_{\text{ІСНС},k}$ може містити: похибки вимірювань БІНС відповідно широти, довготи і висоти польоту; похибки вимірювань БІНС складових швидкості; похибки вимірювань параметрів орієнтації; швидкості дрейфів гіроскопів; похибки еталона часу і відхід еталона частоти тощо. При цьому передбачається демпфірування вертикального каналу БІНС за допомогою сигналу $H_{\text{б}}$ від АМНС та періодичне коригування курсового каналу комплексної системи від магнітометра АМНС.

В АМНС за зрізаними алгоритмами системи повітряних сигналів (СПС) за інформацією про статичний p та динамічний $p_{\text{дин}}$ тиски розраховуються барометрична висота $H_{\text{б}}$ та істинна повітряна швидкість $V_{\text{іст}}$:

$$H_{\text{б}} = \frac{T_0}{\tau_{\text{в}}} \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\tau_{\text{в}} R_{\text{пит}}}{g_0}} \right] \text{ для } H \le 11000 \text{ м}; \qquad V_{\text{іст}} = \sqrt{2 R_{\text{пит}} T \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{p_{\text{дин}}}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]},$$

де $\tau_{\text{в}}$ – температурний градієнт; $R_{\text{пит}}$ – питома газова стала; k – показник адіабати.

В основному режимі роботи навігаційного комплексу в обчислювачі АМНС за інформацією про оцінені складові шляхової швидкості $\hat{V}_\lambda, \hat{V}_\varphi$ та знайденими значеннями істинної повітряної швидкості обчислюються і запам'ятовуються складові швидкості вітру: U – швидкість; δ – напрямок вітру. Для БПЛА з малим радіусом польоту параметри вітру можуть вводитися за даними метеостанцій.

Наявність інформації про параметри вітру дає змогу використовувати аеромагнітометричні алгоритми числення навігаційних параметрів:

$$\varphi = \varphi_0 + \int \frac{V_{\text{іст}} \cos\psi + U \cos\delta}{R_{\text{з}}} dt; \qquad \lambda = \lambda_0 + \int \frac{V_{\text{іст}} \sin\psi + U \sin\delta}{R_{\text{з}} \cos\varphi} dt,$$

тут φ, φ_0, λ, λ_0 – поточні та вихідні географічні координати місцезнаходження БПЛА; $(V_{\text{іст}}\cos\psi + U\cos\delta)$, $(V_{\text{іст}}\sin\psi + U\sin\delta)$ – складові шляхової швидкості; $R_{\text{з}}$ – радіус Землі, ψ – істинний магнітний курс.

Використання додаткової навігаційної інформації дозволяє суттєво підвищити рівень надійності навігаційного забезпечення й у разі зникнення або зашумлення сигналів СНС продовжувати надалі виконувати польотне завдання, реалізуючи інерціально-курсоповітряний метод числення координат.

Надлишкова навігаційна інформація спонукає застосовувати додаткові алгоритми оброблення цієї інформації. Відомо, що якщо умова рознесення спектра помилок вимірювальних систем у частотному діапазоні не виконується, спільне оброблення надлишкової інформації доцільно проводити з використанням методу максимуму правдоподібності або методу найменших квадратів. Як оцінювані параметри використовуються складові шляхової швидкості літального апарата, по-перше, ті, що отримані з використанням АМНС, і, по-друге, оцінені складові шляхової швидкості $\hat{V}_\lambda, \hat{V}_\varphi$, що надходять з блоку ФК (див. рисунок).

Зазначимо, що для комплексного оброблення інформації за методом максимуму правдоподібності основним є визначення вагових коефіцієнтів, з якими беруться оцінки параметрів.

Алгоритм оцінювання параметрів за методом максимуму правдоподібності згідно з [1] має такий вигляд:

$$\hat{\mathbf{X}}_m = (\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{R}_z^{-1}\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{R}_z^{-1}\mathbf{Z}_m,$$

де $\mathbf{H}$ – матриця зв'язків спостереження; $\mathbf{R}_z$ – кореляційна матриця похибок вимірників; $\mathbf{Z}_m$ – нагромаджені дані.

Найбільша складність цього процесу полягає у знаходженні кореляційної матриці похибок вимірника $\mathbf{R}_z$. Проте кореляційну матрицю похибок вимірників можна отримати на підставі паспортних даних окремих підсистем комплексу. Зокрема це дисперсії похибок ІСНС і АМНС, тоді

$$\mathbf{H} = \begin{vmatrix} 1 \\ 1 \end{vmatrix}; \quad \mathbf{R}_z = \begin{vmatrix} \sigma^2_{\text{ІСНС}} & 0 \\ 0 & \sigma^2_{\text{АМНС}} \end{vmatrix}; \quad \mathbf{Z} = \begin{vmatrix} \hat{z}_{\text{ІСНС}} \\ z_{\text{АМНС}} \end{vmatrix},$$

і $(\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{R}_z^{-1}\mathbf{H})^{-1}\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{R}_z^{-1} = \begin{vmatrix} \dfrac{\sigma^2_{\text{ІСНС}}}{\sigma^2_{\text{ІСНС}} + \sigma^2_{\text{АМНС}}} & \dfrac{\sigma^2_{\text{АМНС}}}{\sigma^2_{\text{ІСНС}} + \sigma^2_{\text{АМНС}}} \end{vmatrix}.$

Отримані оцінки навігаційних параметрів використовуються для визначення поточних похибок навігаційних параметрів − складових шляхової швидкості та координат, які формуються в АМНС. У випадку переходу комплексу в автономний режим роботи, наприклад, у разі зникнення сигналів СНС ці поправки враховуються в показаннях АМНС і надалі скориговані навігаційні параметри АМНС підміняють інформацію СНС в алгоритмах розширеної калманівської фільтрації.

Вектор стану похибок вимірювання комплексної інерціально-аеромагнітометричної навігаційної системи (ІАМНС) $\mathbf{V}_{\text{ІАМНС},\,k}$ уже формується на основі похибок АМНС та БІНС:

$$\mathbf{V}_{\text{ІАМНС},\,k} = \begin{vmatrix} \mathbf{V}_{\text{ІНС},\,k} \\ \mathbf{V}_{\text{АМНС},\,k} \end{vmatrix}.$$

Змінюється й рівняння стану похибок вимірювання комплексної системи:

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{ІАМНС},\,k} = \mathbf{\Phi}_{\text{ІАМНС},k}\mathbf{V}_{\text{ІАМНС},\,k-1} + \xi_{\text{ІАМНС}},$$

змінюються й деякі блоки рівнянь оптимальної фільтрації:

$$\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІАМНС},\,k} = \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІАМНС},\,k|k-1} + \mathbf{К}_{\text{ф},\,k}(\mathbf{Z}_{\text{АМНСамнс},\,k} - \hat{\mathbf{Z}}_{\text{ІАМНС},\,k});$$

$$\hat{\mathbf{Z}}_{\text{ІАМНС},k} = \mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{ІНС},\,k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},\,k}\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},\,k|k-1}) + \mathbf{M}_{\text{АМНС},\,k}\tilde{\mathbf{V}}_{\text{АМНС},\,k|k-1};$$

$$\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІАМНС},\,k\,|k\text{-}1} = \mathbf{\Phi}_{\text{ІАМНС},\,k}\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІАМНС},\,k\text{-}1};\ \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},\,k\,|k\text{-}1} = \mathbf{\Phi}_{\text{ІНС},\,k}\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},\,k\text{-}1};\ \tilde{\mathbf{V}}_{\text{АМНС},\,k\,|k\text{-}1} = \mathbf{\Phi}_{\text{АМНС},\,k}\hat{\mathbf{V}}_{\text{АМНС},\,k\text{-}1};$$

$$\mathbf{K}_{\text{ф},\,k} = \mathbf{P}_{k|k-1}\mathbf{H}_k^{\text{T}}(\mathbf{H}_k\mathbf{P}_{k|k-1}\mathbf{H}_k^{\text{T}} + \mathbf{N}_k)^{-1};$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{\Phi}_{\text{ІАМНС},\,k}\mathbf{P}_{k-1}\mathbf{\Phi}_{\text{ІАМНС},\,k}^{\text{T}} + \mathbf{Q}_{\text{ІАМНС},\,k};$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_{\text{ф},\,k}\mathbf{H}_k\mathbf{P}_{k|k-1};$$

$$\mathbf{H}_k = \frac{\partial}{\partial V_{\text{ІАМНС},\,k}}\Big[\mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{ІНС},\,k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},\,k}\mathbf{V}_{\text{ІНС},\,k}) + \mathbf{M}_{\text{АМНС},k}\mathbf{V}_{\text{АМНС},k}\Big]_{\mathbf{V}_{\text{ІАМНС},\,k}=\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІАМНС},\,k|k-1}},$$

Після відновлення роботи СНС комплекс знову переходить в основний, інерціально-супутниковий режим роботи.

Висновки. Пропоновані методики створення інтегрованого навігаційного комплекса, який будується на основі блока грубих мікромеханічних інерціальних датчиків, приймача супутникової навігаційної системи, магнітометра та модуля аерометричних датчиків, ґрунтуються на принципах інваріантної концепції комплексного оброблення інформації з використанням процедури оптимальної лінійної калманівської фільтрації та на додаткових алгоритмах оброблення надлишкової навігаційної інформації. Упровадження запропонованої методики дасть змогу підвищити надійність навігаційного забезпечення літаків малої авіації.

Список літератури

1. *Рогожин В. О.* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: підруч. / В. О. Рогожин, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін – К.: НАУ, 2005. – 316 с.
2. *Філяшкін М. К.* Інерціально-супутникові навігаційні системи: навч. посіб. / М. К. Філяшкін В. О. Рогожин, А. В. Скрипець, Т. І. Лукінова – К.: НАУ, 2009. – 306 с.

В. М. Синеглазов, Н. К. Филяшкин, Ф. М. Захарин

Интегрированный навигационный комплекс летательных аппаратов малой авиации

Рассмотрены принципы построения интегрированных навигационных комплексов на основе блока грубых микромеханических инерциальных датчиков, приемника спутниковой навигационной системы, магнитометра и модуля аэрометрических датчиков. Такую высокоинформативную схему интеграции объединяет вычислитель, в котором реализован вариант инвариантной концепции комплексной обработки информации на базе процедуры оптимальной линейной калмановской фильтрации, а также дополнительные алгоритмы обработки избыточной информации, повышающие надежность навигационного обеспечения летательных аппаратов.

V. M. Sineglazov, M. K. Filiashkin, F. M. Zaharin

Integrated navigation complex of small aircrafts

The principles of construction of the integrated navigation complexes which are based on the block of rough micromechanical inertial sensors, satellite navigation system receiver, magnetometer and module of aerometric sensors are examined. Such high-informative scheme of integration is united with the computer system, in which the variant of the invariant concept of complex processing data realized on the basis optimal linear Kalman's filtration procedure, and also additional algorithms of redundant data processing raising reliability of navigation support of aircrafts.