УДК 621. 396. 933(045)

[1]**М. П. Мухіна**, канд. техн. наук, доц.,
[2]**І. В. Седень,**
[3]**Н. П. Рибак,**
[4]**Р. Г. Гаврилюк,**
[5]**М. С. Краснов**

АЛГОРИТМ КОРЕКЦІЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ НА ОСНОВІ ДАЛЕКОМІРНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

Інститут аерокосмічних систем управління, НАУ, e-mail: [1]m_mukhina@inbox.ru, [2]IrochkaSeden@gmail.com, [3]nadyarubka@ukr.net, [4]Romarrio7@gmail.com, [5]nik1991@meta.ua

Розглянуто можливість корекції інерціальних навігаційних систем від кореляційно-екстремальної навігаційної системи, що працює за полем рельєфу місцевості. Для кореляційно-екстремальних навігаційних систем використано рекурентно-пошуковий метод, для оцінювання поля рельєфу обрано фільтрацію Калмана. Показано, що точність оцінювання і корекції значно підвищується, особливо в разі неперервного та одночасного використання системи.

Ключові слова: інерціальна навігаційна система, кореляційно-екстремальна навігаційна система, супутникова навігаційна система, фільтр Калмана, рекурентно-пошукове оцінювання.

Вступ. Висока інформативність інерціальних навігаційних систем (ІНС) ставить їх у клас універсальних навігаційних систем з визначення траєкторних рухів і кутових координат (кутів крену, тангажа і курсу) літального апарата (ЛА) та інших параметрів, наприклад, прискорень, кутових швидкостей тощо. Разом з цим необмежене зростання похибок у часі є істотним недоліком ІНС, тому методи корекції цих систем відіграють важливу роль. Для усунення впливу цих факторів переходять до створення комплексів, які забезпечують корекцію ІНС. Залежно від використовуваних засобів можна виділити швидкісний (доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу, супутникову навігаційну систему (СНС)) та позиційний (СНС, радіотехнічні системи ближньої (РСБН) та дальньої (РСДН) навігації і т. ін.) види корекції.

Однією з найперспективніших інтеграцій є інерціально-супутниковий навігаційний комплекс. Завдяки різній фізичній природі та різним принципам формування навігаційного алгоритмічного забезпечення ІНС і СНС добре доповнюють одна одну. Спільне використання цих систем дозволяє, з одного боку, обмежити зростання похибок менш точної, але більш інформативної інерціальної системи, а з другого боку, – прискорити темп видачі інформації бортовим споживачам, знизити шумову складову високоточної супутникової системи.

Зі зникненням інформації від СНС кореляційно-екстремальні навігаційні системи (КЕНС) можуть забезпечити автоматичну корекцію поточних координат (широти та довготи). Завадостійкість СНС недосить висока, тому кореляційно-екстремальна система навігації хоч і з меншою точністю, але може надійно забезпечувати корекцію числення координат.

Кореляційно-екстремальна навігаційна система – це система оброблення інформації, поданої у вигляді випадкових функцій (полів), призначена для визначення координат руху. В основу їх роботи покладено кореляційний зв’язок між реалізаціями випадкових функцій, а вихідні величини (координати місцеперебування або їх похідні) визначаються за допомогою пошуку екстремуму кореляційної функції чи будь-якої іншої статистичної оцінки реалізації випадкових функцій.

Навігація з використанням КЕНС здійснюється за допомогою інформації, отриманої з геофізичних полів з випадковою структурою, параметри яких тісно пов’язані з певними ділянками земної поверхні.

Оскільки розподіли поточного та еталонного полів по маршруту являють собою випадкові процеси, то ступінь їх близькості визначається величиною функції взаємної кореляції. Максимум (екстремум) цієї функції буде свідчити про те, що поточна реалізація поля збігається з певною ділянкою еталонної карти цього поля, координати якої відомі з високою точністю.

Постановка завдання. Розглянемо навігаційний комплекс, до складу якого входять всі три канали ІНС, які вимірюють координати просторового (x, y, H) і кутового (φ, γ, ψ) положення ЛА, радіовисотомір і бортова цифрова обчислювальна машина із записаною в її пам'яті картою рельєфу $f(x, y)$.

Сумісне оброблення вхідної інформації проводитиметься для визначення похибок ІНС у вимірюванні координат $(\Delta x, \Delta y, \Delta H)$ та швидкостей $(\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_H)$ руху. Барометричні вимірювачі до складу цього навігаційного комплексу не входять. Рівняння похибок інерціальної системи має вигляд

$$\begin{aligned} &\Delta x' = \Delta V_x, \Delta V_x' = 0, \\ &\Delta y' = \Delta V_y, \Delta V_y' = 0, \\ &\Delta H_{\text{ІНС}}' = \Delta V_H, \Delta V_H' = \delta_{\text{ІНС}}, \end{aligned} \tag{1}$$

де $\delta_{\text{ІНС}} = 2\dfrac{V}{R}\Delta V_x + \delta_{jz1}$ – випадкове збурення.

Якщо ввести позначення $\mathbf{X} = \left[H_{\text{ІНС}} \quad \Delta V_H\right]^T$, $\mathbf{Y} = \left[\Delta x \quad \Delta V_x \quad \Delta y \quad \Delta V_y\right]^T$, $\boldsymbol{\xi} = \left[0 \quad \delta_{\text{ІНС}}\right]^T$, то співвідношення (1) набудуть канонічного вигляду:

$$\begin{aligned} &\mathbf{X}' = \mathbf{A}(\mathbf{Y}, t)\mathbf{X} + \boldsymbol{\xi}; \\ &\mathbf{Y}' = \boldsymbol{\Phi}(t)\mathbf{Y}, \end{aligned}$$

де ξ – білий шум.

У розглядуваному випадку

$$\mathbf{A}(\mathbf{Y}, t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \boldsymbol{\Phi}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

а параметри початкового розподілу вектора $\mathbf{X}_0$ і матриця спектральної щільності $\mathbf{S}_x$ шума $\xi(t)$ дорівнюють:

$$\mathbf{m} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\sigma} = \begin{bmatrix} \sigma_{H_0}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{V_{H_0}}^2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S_x} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & S_j \end{bmatrix}$$

де $\sigma_{H_0}^2, \sigma_{V_{H_0}}^2$ – дисперсії початкових похибок вимірювання висоти та вертикальної швидкості; S_j – спектральна щільність шумів вертикального акселерометра.

Необхідно знайти оцінку вектора стану $\mathbf{X}'$ для моменту корекції ІНС від значень координат КЕНС за умови, що похибка визначення координат кореляційно-екстремальною системою навігації менша від нагромадженої похибки інерціальної системи навігації по координатах.

Огляд наявних методів. Значні інформативні можливості, автономність, завадозахищеність визначили для ІНС одне з головних місць у складі інформаційних систем ЛА [1].

Основними перевагами ІНС є висока швидкість видачі інформації, висока інформативність, повна автономність, висока завадостійкість та надійність навігаційного забезпечення.

Разом з цим ІНС притаманні недоліки, що не дозволяють використовувати їх тривалий час в автономному режимі:

– вимірювальним елементам ІНС, насамперед гіроскопам і акселерометрам, притаманні власні методичні й інструментальні похибки;

– вихідні дані не можуть бути введені абсолютно точно;

– обчислювач, що входить до складу ІНС, вносить свої похибки.

Під впливом цього ІНС працює в збуреному режимі, а отримана від ІНС інформація буде містити похибки, що викликані цим фактором, і які з часом збільшуються.

Отже, об'єднання ІНС та інших систем дозволяє створити комплеск нової якості, який має всі переваги складових його підсистем. Однією з найперспективніших інтеграцій є інерціально-супутниковий навігаційний комплекс. У результаті такого комплексування досягаються підвищення точності визначення координат, висоти, швидкості і часу споживача, уточнення кутів орієнтації (курсу, крену й тангажа), оцінювання й уточнення параметрів калібрування навігаційних датчиків, забезпечення безперервності навігаційних визначень на всіх етапах руху, поліпшення характеристик цілісності навігаційного забезпечення.

У праці [2] досліджено алгоритм корекції ІНС від КЕНС. Там знаходимо, що в разі зникнення інформації від супутникової навігаційної системи кореляційно-екстремальні системи навігації можуть забезпечити автоматичну корекцію поточних координат (широти та довготи), де в ролі поточної інформації використовують радіолокаційне зображення в режимі огляду земної поверхні, а в ролі еталонної – радіолокаційне зображення на основі цифрової карти місцевості. Завадостійкість СНС недостатньо висока, і в разі зникнення сигналу або відмови СНС кореляційно-екстремальна система навігації хоч і з меншою точністю, але може надійно забезпечувати корекцію числення координат.

Алгоритм корекції інерціальної навігаційної системи на основі далекомірної інформації. Згідно з поставленою задачею розглянемо синтез алгоритму оцінювання. Спостереження в цьому випадку є скалярним, воно утворюється як різниця між вимірюваннями вертикального каналу ІНС та радіовисоміра:

$$z = H^*_{\text{ІНС}} - D^* \cos\varphi^* \cos\gamma^*,$$

і може бути подано у відповідності з

$$D^* = \frac{H(x,y) - f\left(x^* - \Delta x + D^* \cos\varepsilon^*, y^* - \Delta y + D^* \cos\delta^*\right)}{\cos\varphi^* \cos\gamma^*} - \delta_f$$

та

$$z_1 = H^*_{\text{ІНС}} - D^* \cos\varphi^* \cos\gamma^* = \Delta H_{\text{ІНС}} + f\left(x^* - \Delta x + D^* \cos\varepsilon^*, y^* - \Delta y + D^* \cos\delta^*\right) + \delta_f \cos\varphi^* \cos\gamma^*,$$

де D^* – вихідний сигнал радіовисотоміра; z_1 отримано вирахуванням вимірювань радіовисотоміра з показань вертикального каналу ІНС $H^*_{\text{ІНС}} = H + \Delta H_{\text{ІНС}}$; δ_f – похибка радіовисотоміра, передбачувана випадковою функцією типу білого шума зі спектральною щільністю S_D;

$$\cos\varepsilon^* = \cos\psi^* \sin\varphi^* \cos\gamma^* - \sin\psi^* \sin\gamma^*;$$
$$\cos\delta^* = \cos\psi^* \sin\gamma^* + \sin\varphi^* \sin\psi^* \cos\gamma^*;$$

у формі $\mathbf{Z} = \mathbf{H}(\mathbf{Y},t)\mathbf{X} + \mathbf{F}(\mathbf{Y},t) + \eta$, де η – білий шум, якщо

$$\mathbf{H}(\mathbf{Y},t) = [1 \quad 0],\ \mathbf{F}(\mathbf{Y},t) = f\left[x^*_g(t) - \Delta x(t),\ y^*_g(t) - \Delta y(t)\right],$$

де $x_g^*(t) = x^*(t) + D^*(t)\cos\varepsilon^*(t), y_g^*(t) = y^*(t) + D^*(t)\cos\delta^*(t)$ – горизонтальні координати сліду осі діаграми напрямленості радіовисотоміра, розраховані за показаннями інерціальної системи, $x^*, y^*, \varphi^*, \gamma^*, \psi^*$ і показаннями радіовисотоміра D^*.

Інтенсивність шуму спостереження $\rho_z(t) = \cos^2\varphi^*\cos^2\gamma^*\rho_\sim$, де $\rho_\sim$ – спектральна щільність похибок радіовисотоміра. І якщо кути φ^* та γ^* невеликі, то $\rho_z = \rho_\sim$.

До алгоритму оцінювання входить перехідна матриця $W(t,\tau)$ системи $\Delta x' = \Delta V_x, \Delta V_x' = 0, \Delta y' = \Delta V_y, \Delta V_y' = 0$. Перехідна матриця визначається як і в праці [2]:

$$\mathbf{W}(t,\tau) = \begin{bmatrix} \mathrm{W_I} & \mathrm{W_{II}} \\ \mathrm{W_{III}} & \mathrm{W_{IV}} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & t-\tau & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & t-\tau \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Визначимо вираз $W(t,T)Y_{jT}$, який входить в алгоритм оцінювання. Для цього задамо множину можливих значень вектора $\mathbf{Y}(T)$. Вважатимемо, що позиційні похибки $\Delta x(T)$ і $\Delta y(T)$ можуть змінюватися лише з дискретністю l, максимальні значення позиційних похибок дорівнюють nl. Швидкісні похибки $\Delta V_x(T)$ і $\Delta V_y(T)$ будемо перевіряти з дискретністю υ, вважаючи максимальні значення швидкісних похибок рівними $m\upsilon$.

Гіпотеза $H_{\mu\nu\lambda\xi}$ припускає, що в момент часу $t = T$, коли відбувається оцінювання, позиційні та швидкісні похибки навігаційної системи становлять

$$\Delta x(T) = \mu l;\ \ \Delta y(T) = \lambda l;\ \ \Delta V_x(T) = \nu\upsilon;\ \ \Delta V_y(T) = \xi\upsilon.$$

Отже, $Y_{jT} = Y_{\mu\nu\lambda\xi T} = [\mu l \quad \nu\upsilon \quad \lambda l \quad \xi\upsilon]^T$.

Імовірність $P_{\mu\nu\lambda\xi}$ гіпотези $H_{\mu\nu\lambda\xi}$ визначимо як імовірність знаходження вектора в таких границях:

$$\left(\mu - \frac{1}{2}\right)l < \Delta x(T) < \left(\mu + \frac{1}{2}\right)l;\ \ \left(\lambda - \frac{1}{2}\right)l < \Delta y(T) < \left(\lambda + \frac{1}{2}\right)l;$$

$$\left(\nu - \frac{1}{2}\right)\upsilon < \Delta V_x(T) < \left(\nu + \frac{1}{2}\right)\upsilon;\ \ \left(\xi - \frac{1}{2}\right)\upsilon < \Delta V_y(T) < \left(\xi + \frac{1}{2}\right)\upsilon.$$

Вирази $W(t,T)Y_{jT}$ і $F_j(t)$ мають вигляд:

$$W(t,T)Y_{jT} = \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon ... \nu\upsilon ... \lambda l + (t-T)\xi\upsilon ... \xi\upsilon\right]^T,$$

$$F_j(t) = f\left\{x_д^*(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right],\ y_д^*(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right]\right\}.$$

Тепер маємо всі співвідношення для запису алгоритму оцінювання.

Рівняння оцінок:

$$\begin{bmatrix} \Delta\hat{H}'_{\text{ІНС}} \\ \Delta\hat{V}_H' \end{bmatrix}_{\mu\nu\lambda\xi} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \Delta\hat{H}_{\text{ІНС}} \\ \Delta\hat{V}_H \end{bmatrix}_{\mu\nu\lambda\xi} + \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & \Gamma_{12} \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} S_\sim^{-1} \times \left\langle z - [1 \quad 0]\begin{bmatrix} \Delta\hat{H}_{\text{ІНС}} \\ \Delta\hat{V}_H \end{bmatrix}_{\mu\nu\lambda\xi} - \right.$$

$$\left. - f\left\{x_д^*(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right], y_д^*(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right]\right\}\right\rangle,\ \ \begin{bmatrix} \Delta\hat{H}'_{\text{ІНС}}(0) \\ \Delta\hat{V}'_H(0) \end{bmatrix}_{\mu\nu\lambda\xi} = 0;$$

Рівняння коваріаційної матриці:

$$\begin{bmatrix} \Gamma'_{11} & \Gamma'_{12} \\ \Gamma'_{21} & \Gamma'_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & \Gamma_{12} \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & \Gamma_{12} \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} \end{bmatrix} -$$

$$- \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & \Gamma_{12} \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} S_{\sim}^{-1} \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & \Gamma_{12} \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & S_j \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \Gamma_{11}(0) & \Gamma_{12}(0) \\ \Gamma_{21}(0) & \Gamma_{22}(0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma^2_{H_0} & 0 \\ 0 & \sigma^2_{V_{H_0}} \end{bmatrix};$$

Рівняння функціоналів:

$$\Delta \dot{I}_{\mu\nu\lambda\xi} = S_{\sim}^{-1} \langle z - \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\hat{H}_{\text{ІНС}} \\ \Delta\hat{V}_H \end{bmatrix}_{\mu\nu\lambda\xi} -$$

$$- f\left\{ x^*_{\text{д}}(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right],\ y^*_{\text{д}}(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right] \right\} \rangle^2,\ I_{\mu\nu\lambda\xi}(0) = -2\ln P_{\mu\nu\lambda\xi}.$$

Потрібно звернути увагу на нев'язку спостережень $\Delta\mu\nu\lambda\xi(t)$, що містить оновлювальну інформацію:

$$\Delta\mu\nu\lambda\xi(t) = z(t) - \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\hat{H}_{\text{ІНС}} \\ \Delta\hat{V}_H \end{bmatrix}_{\mu\nu\lambda\xi} - f\left\{ x^*_{\text{д}}(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right],\ y^*_{\text{д}}(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right] \right\} =$$

$$= H^*_{\text{ІНС}}(t) - D^*(t)\cos\varphi^*(t)\cos\gamma^*(t) - \Delta\hat{H}_{\text{ІНС}\mu\nu\lambda\xi}(t) - f\left\{ x^*_{\text{д}}(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right],\right.$$

$$\left. y^*_{\text{д}}(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right] \right\}.$$

Нев'язку можна подати у вигляді різниці $\Delta\mu\nu\lambda\xi(t) = \hat{H}_{\mu\nu\lambda\xi}(t) - \tilde{H}_{\mu\nu\lambda\xi}(t)$, де $\hat{H}_{\mu\nu\lambda\xi}(t) = H^*_{\text{ін}}(t) - \Delta\hat{H}_{\text{ін}\mu\nu\lambda\xi}(t)$ – відфільтрована абсолютна висота польоту, яку отримують на виході фільтра Калмана, синтезованого для вертикального каналу і того, що використовує реалізацію рельєфу з пам'яті й відповідає гіпотезі $H_{\mu\nu\lambda\xi}$,

$$\tilde{H}_{\mu\nu\lambda\xi}(t) = D^*(t)\cos\varphi^*(t)\cos\gamma^*(t) + f\left\{ x^*_{\text{д}}(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right],\ y^*_{\text{д}}(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right] \right\}$$

– гіпотетична (що відповідає гіпотезі, яка досліджується) абсолютна висота польоту, яку можна отримати додаванням відносної висоти $D^*(t)\cos\varphi^*(t)\cos\gamma^*(t)$, виміряної радіовисотоміром, з висотою рельєфу місцевості $f\left\{ x^*_{\text{д}}(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right], y^*_{\text{д}}(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right] \right\}$ вздовж гіпотетичної траєкторії $x^*_{\text{д}}(t) - \left[\mu l + (t-T)\nu\upsilon\right], y^*_{\text{д}}(t) - \left[\lambda l + (t-T)\xi\upsilon\right]$, записаної в бортовій карті рельєфу. У скалярній формі матимемо у такому вигляді рівняння оцінок

$$\Delta\hat{H}'_{\text{ІНС}\mu\nu\lambda\xi} = \Delta V'_{\mu\nu\lambda\xi} + \frac{\Gamma_{11}}{S_{\sim}}\left(\hat{H}_{\mu\nu\lambda\xi} - \tilde{H}_{\mu\nu\lambda\xi}\right),\ \hat{H}_{\text{ІНС}\mu\nu\lambda\xi}(0) = 0;$$

$$\Delta\hat{V}'_{\text{ІНС}\mu\nu\lambda\xi} = \frac{\Gamma_{12}}{S_{\sim}}\left(\hat{H}_{\mu\nu\lambda\xi} - \tilde{H}_{\mu\nu\lambda\xi}\right),\ \hat{V}_{\text{ІНС}\mu\nu\lambda\xi}(0) = 0$$

та рівняння функціоналів

$$\Delta I'_{\mu\nu\lambda\xi} = \frac{1}{S_{\sim}}\left(\hat{H}_{\mu\nu\lambda\xi} - \tilde{H}_{\mu\nu\lambda\xi}\right)^2;\quad I_{\mu\nu\lambda\xi}(0) = -2\ln P_{\mu\nu\lambda\xi}.$$

Розв'язком коваріаційної матриці є:

$$\Gamma_{11}(t)=\delta_H^2(t)=|\Sigma|^{-1}\left(\frac{1}{\delta_{V_{H_0}}^2}+\frac{t^2}{\delta_{H_0}^2}+\frac{t^3}{3\delta_{\sim}^2\tau_{\sim}}\right);\quad \Gamma_{12}(t)=\Gamma_{21}(t)=|\Sigma|^{-1}\left(\frac{t}{\delta_{H_0}^2}+\frac{t^2}{2\delta_{\sim}^2\tau_{\sim}}\right);$$

$$\Gamma_{22}(t)=\delta_{V_H}^2(t)=|\Sigma|^{-1}\left(\frac{1}{\delta_{H_0}^2}+\frac{t}{\delta_{\sim}^2\tau_{\sim}}\right).$$

Структурну схему блока оцінювання горизонтальних та вертикальних координат відповідно до цих оцінок показано на рис. 1.

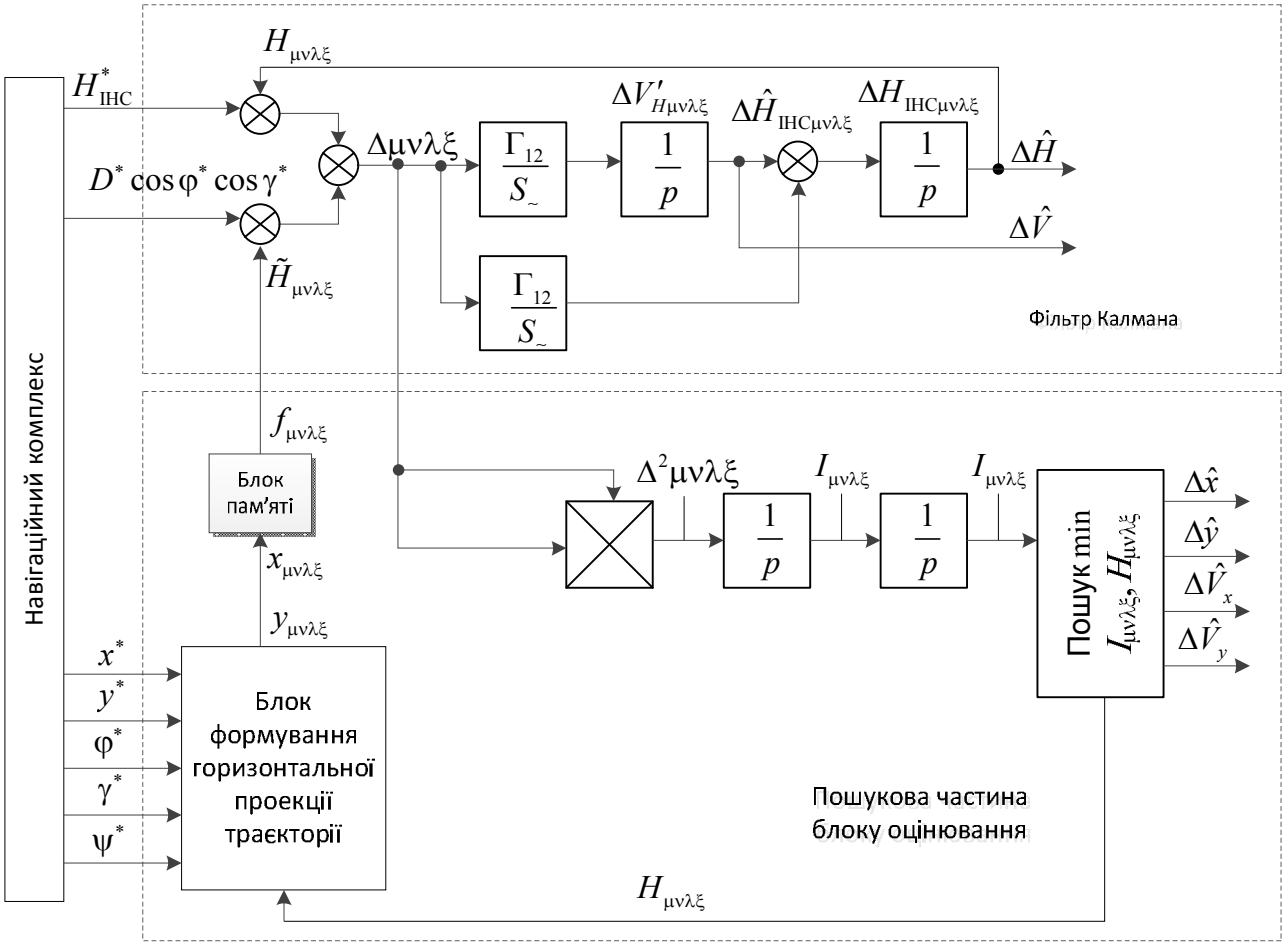

Рис. 1. Блок оцінювання горизонтальних та вертикальних координат

На рис. 2 зображено перехідні криві й усталені значення вертикальних параметрів руху, що оцінюються, розраховані для $\sigma_{H_0}=1500$ м, $\sigma_{V_{H_0}}=5$ мс$^{-1}$, $\sigma_{\sim}=10$ м, $\tau_{\sim}=4$ с, $\sigma_j=2\cdot10^{-4}$ мс$^{-2}$, $\tau_j=1$ с. Уже на другій секунді похибка оцінювання абсолютної висоти (для істинної гіпотези) зменшується від 1500 до 15 м. Оцінювання вертикальної швидкості починається лише з 3–5 с. Однак оскільки за рекурентно-пошукового оцінювання одночасно здійснюється і фільтрація, і перевірка гіпотез, то значення параметрів, що оцінюються за допомогою фільтрації, можуть бути отримані лише після вибору найбільш імовірної гіпотези шляхом мінімізації функціонала. Реальна ж тривалість перехідних процесів рекурентно-пошукового оцінювання по полю рельєфу місцевості (разом з горизонтальними каналами) становить 60–80 с. До цього моменту абсолютна висота польоту оцінюється із середньоквадратичною точністю 3–5 м, а вертикальна швидкість – з похибкою $0{,}1-0{,}15$ мс$^{-1}$.

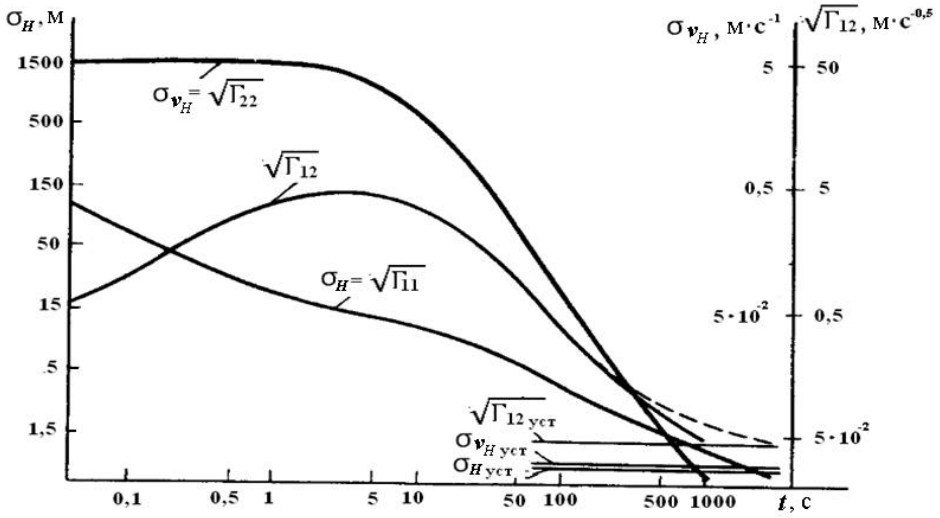

Рис. 2. Перехідні криві та усталені значення вертикальних параметрів руху

Висновки. Рекурентно-пошукове оцінювання є оптимальним методом оцінювання просторового положення ЛА під час навігації по рельєфу місцевості. Взаємодія між горизонтальними і вертикальними каналами, передбачена у структурі рекурентно-пошукового оцінювання, дозволяє найкращим чином оцінити абсолютну висоту польоту з використанням вертикального акселерометра інерціальної системи, радіовисотоміра та бортової карти рельєфу. Це забезпечує можливість корекції ІНС від КЕНС у неперервному режимі, причому похибка КЕНС у часі зменшується, оскільки відбувається уточнення рельєфу за еталонною картою, а тому і якість корекції ІНС буде збільшуватися. Отже, можна рекомендувати КЕНС як систему корекції ІНС не тільки у випадку періодичного використання, але й протягом тривалого часу для сумісної роботи обох систем.

Список літератури

1. *Філяшкін М. К.* Інерціально-супутникові навігаційні системи / М. К. Філяшкін, В. О. Рогожин, А. В. Скрипиць, Т. І. Лукінова. – К.: НАУ-друк, 2009. – 272 с.
2. *Білоглазов І. М.* Основи навігації по геофізичних полям / І. М. Білоглазов, Г. І. Чигин, Г. П. Джанджгава. – М.: Наука, 1985. – 328 с.

М. П. Мухина, И. В. Седень, Н. П. Рыбак, Р. Г. Гаврилюк, Н. С. Краснов

Алгоритм коррекции инерциальной навигационной системы на основе дальномерной информации

Рассмотрено возможности коррекции инерциальных навигационных систем от кореляционно-экстремальных навигационных систем, которые работают по полю рельефа местности. Для кореляционно-экстремальных навигационных систем использован рекурентно-поисковый способ, для оценки поля рельефа выбрано фильтрацию Калмана. Показано, что точность оценивания и коррекции значительно увеличивается, особенно при непрерывном и одновременном использовании системы.

M. P. Mukhina, I. V. Seden, N. P. Rybak, R. G. Gavrylyuk, M. S. Krasnov

Algorithm of inertial navigation system correction on the bases of range information

In the work possibilities of correction of inertial navigation systems from correlation-extremal navigation systems, which work with use of field of place's relief, are examined. Recurrent-search method was used for correlation-extremal navigation systems, Kalman filtering was chosen for evaluation of field's relief. It is shown that the accuracy of evaluation and correction increases significantly, especially during continuous and simultaneous use of system.