

УДК 531.383

О. В. Прохорчук, С. А. Кузло, І. С. Студзінська

ІНТЕГРОВАНА СИСТЕМА НАВІГАЦІЇ ТА ОРІЄНТАЦІЇ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Вступ

Високі вимоги до якості навігаційного забезпечення безпілотних літальних апаратів пояснюють появу нових підходів в області розробки навігаційних систем повітряних суден. Жодна з традиційно використовуваних навігаційних систем окремо не забезпечує вимоги по безперервному високоточному визначенню місцеположення літального апарату незалежно від часу роботи навігаційної апаратури та пройденого шляху. У той же час, жорсткі вимоги, висунуті до навігаційних систем (у частині

Розділ 1. Інформаційні системи

надійного, безупинного, перешкодостійкого, високоточного визначення навігаційних параметрів руху об'єкта), можуть бути забезпечені при інтегруванні різнорідних навігаційних засобів, зокрема автономних навігаційних систем та супутникових навігаційних систем, в єдиний навігаційний комплекс, з використанням сучасних методів обробки інформації [1–8].

Постановка задачі дослідження

Метою даної роботи є розробка та дослідження інтегрованої системи орієнтації та навігації БпЛА, що включає в себе мікромеханічну безплатформенну інерціальну навігаційну систему (БНС), оглядово-порівняльну систему (ОПС) та приймач супутникової навігаційної системи (СНС). Для більшої достовірності і точності вихідного сигналу використовується Калманівська фільтрація.

Принципи застосування оптичної апаратури для визначення орієнтації та навігаційних параметрів БпЛА

Виходячи з моделювання руху БпЛА ми можемо побудувати математичну модель формування знімку.

На рис. 1 показано процес формування поточного зображення земної поверхні з борту БпЛА в процесі польоту.

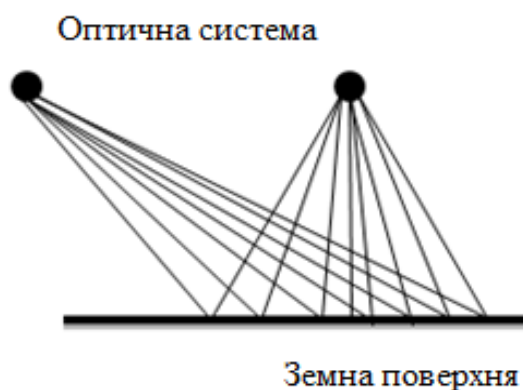


Рис. 1. Загальна схема формування зображення

На наступному рисунку показано два робочі положення оптичної системи.

На рис. 2 площина зображення оптичної системи і площина об'єкта (земна поверхня) паралельні. Оптична вісь перпендикулярна обом площинам.

нам і камера розташована на початку прямокутних координат. Оскільки відстань до об'єкта значно більша фокусної відстані f , то площина зображення і фокальна площина збігаються і $x_3 = f$. Складові x можуть бути розраховані за допомогою рівнянь:

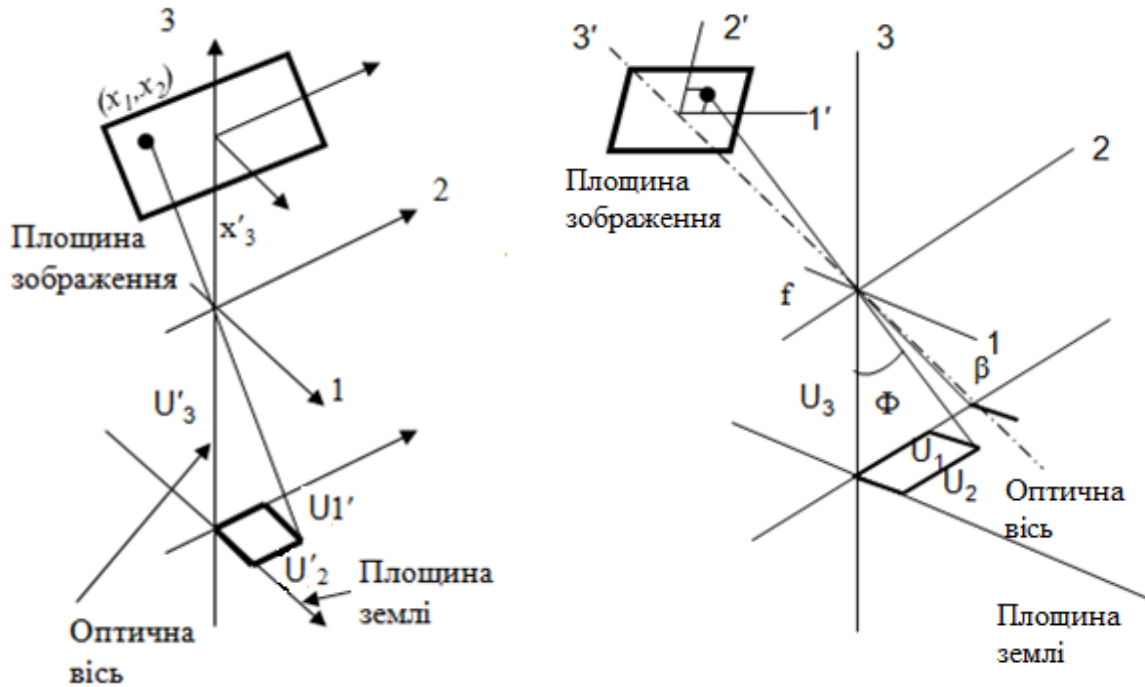


Рис. 2. Формування поточного зображення

а) оптична система і земна поверхня знаходяться в паралельних площинах

б) оптична система і земна поверхня знаходяться під певним кутом

$$x_1 = \frac{fu'_1}{u'_3}; x_2 = \frac{fu'_2}{u'_3}; x_3 = f, \quad (1)$$

Зображення від бокового положення (рис. 2, б) залежить від кутів тангажу, крену і ролу – θ , γ , Ψ , які визначають положення системи. Відображення точки об'єкта $u = (u_1, u_2, u_3)$ на отриманому зображенні може бути пов'язано з системою координат $u' = (u'_1, u'_2, u'_3)$ оптичного датчика рівнянням в матричній формі:

$$u' = Mu, \quad (2)$$

де M – матриця обернання, елементи якої являються функцією кутів θ , γ , Ψ :

$$x_1 = f \frac{m_{11}u_1 + m_{12}u_2 + m_{13}u_3}{m_{31}u_1 + m_{32}u_2 + m_{33}u_3}; \quad (3.1)$$

$$x_2 = f \frac{m_{21}u_1 + m_{22}u_2 + m_{23}u_3}{m_{31}u_1 + m_{32}u_2 + m_{33}u_3}; \quad (3.2)$$

де m_{ij} – елементи матриці обертання M .

Спотворення зображення місцевості при різних похибках оптичної системи

Картографічний метод оглядово-порівняльної навігації володіє чутливістю як до зміни координат місцеположення центру мас літака, так і до кутової орієнтації навігаційної системи координат, в якій стабілізується камера. На рис. 3 представлені геометричні спотворення зображення місцевості при появі в системі числення шляху похибок у визначенні горизонтальних координат x та z місця розташування літального апарату, його висоти польоту H , а також при наявності похибок $\Delta\alpha$, $\Delta\beta$ курсовертикалі. Зірочками і кружечками на рис. 3 позначені картографічні та оптичні зображення орієнтирів. Таким чином, результати картометричних оглядово-порівняльних вимірювань можуть бути використані для корекції похибок трьох каналів числення шляху і трьох каналів стабілізації курсовертикалі. Для цього необхідно вимірювати не менше шести параметрів точкових орієнтирів, тобто поєднувати зображення не менше чотирьох точкових орієнтирів. Найбільш часто оглядово-порівняльні вимірювання здійснюються по двом точковим орієнтирам, що дозволяють отримати три координати місцезнаходження і кут курсу літального апарату.

Повнота і детальність карт залежать головним чином від їх масштабу (чим крупніше масштаб, тим повніше і детальніше зображуються і характеризуються на карті елементи місцевості) та характеру місцевості (чим менше на місцевості різних об'єктів, тим повніше вони відображаються на карті).

В населених пунктах з необхідною точністю показується тільки їх зовнішній контур, а також головні проїзди і найближчі до перехресть будови; при зосередженому розташуванні однорідних об'єктів на невеликій площі (будов, курганів тощо) зі збереженням точного положення показуються тільки крайні з них; точному положенню на карті об'єкта, зображеного немасштабним умовним знаком, відповідає головна точка умовного

знака. Крім того, на карті масштабу 1 : 200 000 праворуч і ліворуч від напису масштабу даються умовні знаки, що характеризують прохідність місцевості, а на звороті листа друкуються схема ґрунтів і довідка про місцевість. Таким чином, можна припустити, що повна помилка визначення місця розташування ЛА складе не більше 0,5...1 мм, що відповідає (5 ... 10)% від масштабу карти (величину 25 ... 50 м відносно до карти масштабу 1 : 50000).

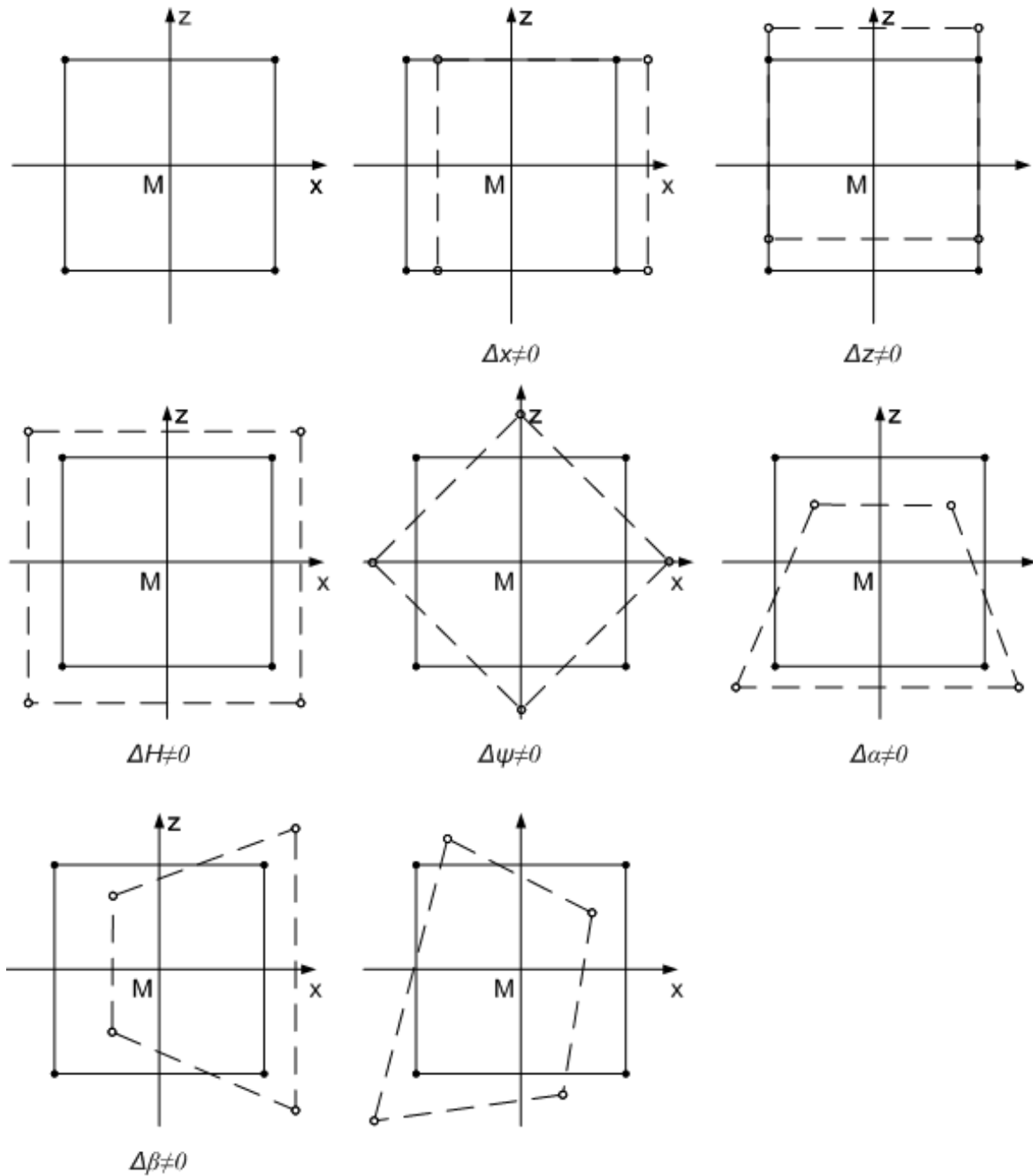


Рис. 3. Геометричні спотворення поточного зображення

Розділ 1. Інформаційні системи

Разом з тим, необхідно враховувати, що при відсутності на карті зображень об'єктів з точно відомими географічними координатами СКВ помилки прив'язки аркуша карти до місцевості може скласти величину більшу або рівну 50 м. Оптимальна оцінка місця розташування ЛА, що включає інформацію про сигнал спостереження, в даному випадку відповідає зображенням з мінімальною помилкою на карті об'єктам ландшафту, а точніше – зображенню їх контурів. Точність визначення місцеположення в цьому випадку може скласти 0,5 ... 1 мм, що відповідає (5 ... 10)% від масштабу карти або величину 25 ... 50 м відносно до карти масштабу 1 : 50000.

Інтегрована система орієнтації та навігації

У загальному випадку динамічні характеристики лінійної системи можуть бути описані лінійними диференціальними рівняннями із змінними у часі коефіцієнтами. Ці рівняння можна звести в систему з диференціальних рівнянь першого порядку. Кількість цих рівнянь рівна n . Об'єднавши n змінних $x_i(t)$, що описують динаміку давача, у вектор $X(t)$, одержимо систему диференціальних рівнянь у матричному вигляді:

$$\dot{X}(t) = A(t)\vec{X}(t) + B(t)\vec{U}(t) + G(t)\vec{W}(t), \quad (4)$$

де $\vec{X}(t)$ – вектор стану системи (давача); $U(t)$ – вектор відомих вхідних впливів (у тому числі сигналів керування); $W(t)$ – вектор випадкових вхідних впливів $A(t)$, $G(t)$, $B(t)$ – матриці, які називаються відповідно матрицею стану, матрицею керування і матрицею вхідних впливів, і утворені з відповідних коефіцієнтів диференціальних рівнянь першого порядку, що описують динаміку системи. Допускається, що зазначені коефіцієнти можуть змінюватися в часі за відомим законом.

Отже, включимо у вектор стану $X(t)$, що підлягає оцінюванню, наступні похибки БНС і її чутливих елементів, що можуть змінюватися під час роботи системи (всього 15 компонентів):

$$X = \left[\Delta\xi \quad \Delta\eta \quad \Delta\zeta \quad \Delta V_\xi \quad \Delta V_\eta \quad \Delta V_\zeta \quad \Delta\varphi_x \quad \Delta\varphi_y \quad \Delta\varphi_z \quad m_{ax} \quad m_{ay} \quad m_{az} \quad m_{\omega x} \quad m_{\omega y} \quad m_{\omega z} \right]^T \quad (5)$$

де $\Delta\xi$, $\Delta\eta$, $\Delta\zeta$ – похибки визначення координат об'єкта;

ΔV_ξ , ΔV_η , ΔV_ζ – похибки визначення швидкості об'єкта;

$\Delta\varphi_x$, $\Delta\varphi_y$, $\Delta\varphi_z$ – похибки визначення кутової орієнтації об'єкта,

m_{ai} , $m_{\omega i}$ – повільно мінливі випадкові складові зсувів нулів мікромеханічних акселерометрів і дрейфів датчиків кутової швидкості, побудованих на мікромеханічних гіроскопах.

Для оцінювання похибок БІНС, включених у вектор стану $X(t)$, використовуємо методику оптимального фільтра Калмана. Вектор вимірів $Y(t)$ для ОФК формується з різниці між координатами і швидкостями, визначеними за допомогою БІНС, ОПС і приймача СНС:

$$Y(t) = C \cdot X(t) + V(t) \quad (6)$$

де $V(t) = [v_1 \ v_2 \ v_3 \ v_4 \ v_5 \ v_6 \ v_7]^T$ – вектор випадкових шумів вимірювань.

З достатньою точністю можна покласти, що похибки навігаційних визначень приймача СНС та ОПС $v_i(t)$, ($i = 1 \dots 7$) є гаусівськими білими шумами [1].

В результаті аналізу матриці спостережності встановлено, що її ранг дорівнює 15, тобто повністю спостережними є всі 15 змінних стану (похибок).

Приведемо структурну схему ІНС, що пояснює принцип та специфіку роботи включених в неї компонентів.

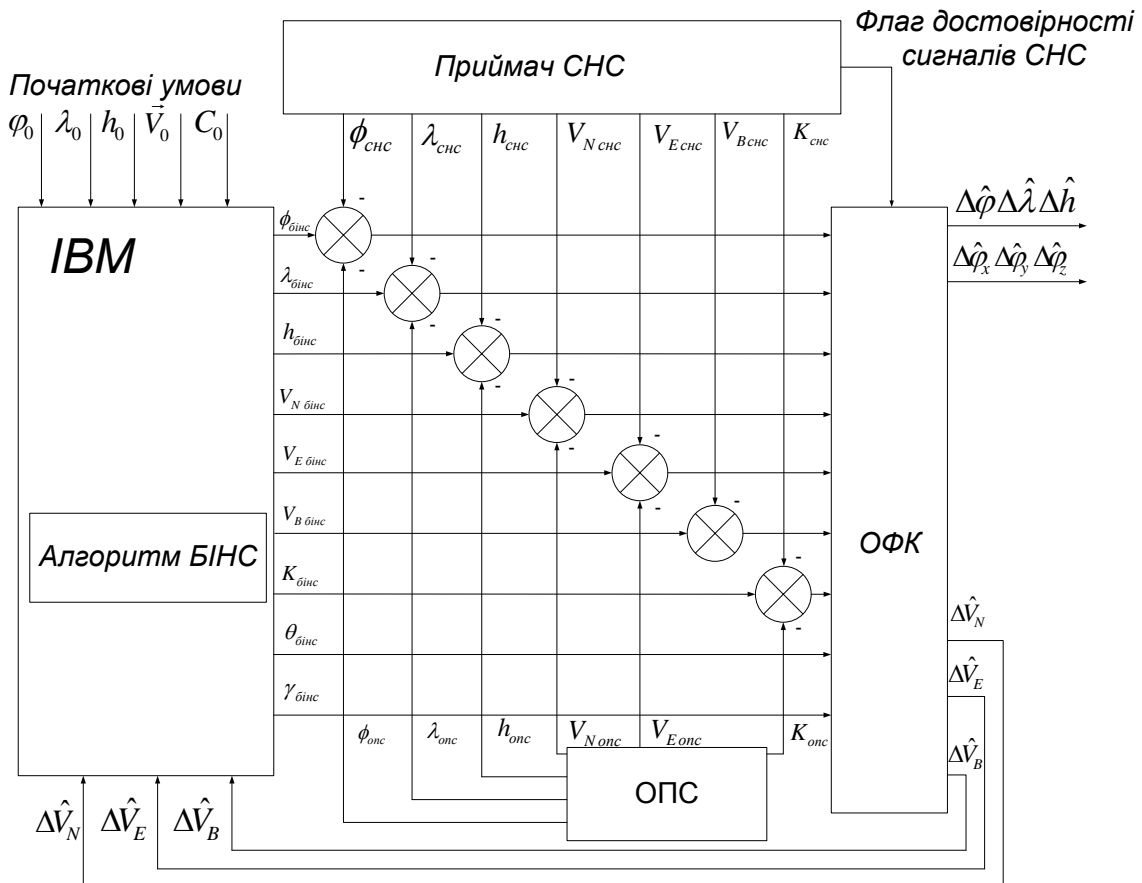


Рис. 4. Базова структурна схема ІНС

IBM – інформаційно-вимірювальний модуль

Моделювання роботи ІНС

Для реалізації алгоритму дискретного ОФК перейдемо від першого диференціального рівняння системи (1) до різницевого:

$$X(k+1) = A_{\Delta}(k+1, k) \cdot X(k) + G_{\Delta}(k) \cdot U(k) + B_{\Delta}(k) \cdot W(k), \quad (7)$$

де $k = 0, 1, 2, \dots$ – дискретний момент часу $t_k = k \cdot \Delta t$,

Δt – крок дискретизації;

$$X(k) = X(t_k); \quad U(k) = U(t_k); \quad W(k) = W(t_k); \quad A_{\Delta}(k+1, k) = \Phi(t_{k+1}, t_k);$$

$$G_{\Delta}(k+1 | k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} (t_{k+1}, \tau) \cdot G(\tau) d\tau$$

$$B_{\Delta}(k+1 | k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} (t_{k+1}, \tau) \cdot B(\tau) d\tau;$$

$\Phi(t_{k+1}, t_k)$ – фундаментальна матриця системи (1).

З огляду на те, що величина Δt^{-1} набагато менше власних частот системи (1) (власних значень матриці A) і припускаємо, що на інтервалі дискретизації матриці коефіцієнтів A , G , B приблизно постійні, матриці A_{Δ} , G_{Δ} , B_{Δ} будуть визначатися більш простими виразами:

$$A_{\Delta} \approx I + \Delta t \cdot A \quad G_{\Delta} \approx \Delta t \cdot G \quad B_{\Delta} \approx \Delta t \cdot B \quad (8)$$

де I – одинична матриця.

Для оцінювання похибок БІНС, включених у вектор стану $X(t)$, використовуємо стандартну процедуру дискретного оптимального фільтра Калмана [8].

Матриці дисперсій випадкових процесів $W(k)$ і $V(k)$ (Q_i і R_i – відповідно), формуємо наступним чином:

$$Q_i = \text{diag}[q_{\eta a1} \quad q_{\eta a2} \quad q_{\eta a3} \quad q_{\eta \omega 1} \quad q_{\eta \omega 2} \quad q_{\eta \omega 3} \quad q_{\xi a1} \quad q_{\xi a2} \quad q_{\xi a3} \quad q_{\xi \omega 1} \quad q_{\xi \omega 2} \quad q_{\xi \omega 3}] \quad (9)$$

$$R_i = \text{diag}[r_{v1} \quad r_{v2} \quad r_{v3} \quad r_{v4} \quad r_{v5} \quad r_{v6} \quad r_{v7}]$$

де $q_{\xi ai} = \frac{2D_{ai}}{\tau_{ai}} \Delta t$; $q_{\xi \omega i} = \frac{2D_{\omega i}}{\tau_{\omega i}} \Delta t$, ($i=1\dots 3$), D_{ai} , $D_{\omega i}$ – дисперсії повільно мінливих випадкових складових зсувів нулів акселерометрів m_{ai} і дрейфів ДКШ $m_{\omega i}$.

При моделюванні роботи системи були використані наступні чисельні значення параметрів, що входять у рівняння похибок БІНС і матриці дисперсій Q_i , R_i та наведені в табл. 1.

Назва параметру	Величина
Дисперсія похибки приймача СНС $v_1(t)$ у визначенні широти	25 м^2
Дисперсія похибки приймача СНС $v_1(t)$ у визначенні довготи	36 м^2
Дисперсія похибки приймача СНС $v_1(t)$ у визначенні висоти	100 м^2
Дисперсія похибки приймача СНС $v_i(t)$ ($i=4..6$) у визначенні швидкості об'єкта	$2.5 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2/\text{с}^2$
Дисперсія шумів виміру $v_7(t)$ ОПС	$1.225 \cdot 10^{-5} \text{ (рад}^2\text{)}$
Дисперсії шумів виміру $\eta_{ai}(t)$ акселерометрів $q_{\eta ai}$	$9 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}^4$ ($i=1..3$)
Дисперсії шумів виміру $\eta_{\omega i}(t)$ ДКШ $q_{\eta \omega i}$	$6 \cdot 10^{-8} \text{ с}^{-2}$ ($i=1..3$)
Дисперсії повільно мінливих випадкових складових m_{ai} зсуву нулів акселерометрів D_{ai}	$10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}^4$ ($i=1..3$)
Інтервали кореляції повільно мінливих випадкових складових m_{ai} зсуву нулів акселерометрів τ_{ai}	10000 с ($i=1..3$)
Дисперсії повільно мінливих випадкових складових $m_{\omega i}$ дрейфів ДКШ $D_{\omega i}$	$1,3 \cdot 10^5 \text{ (}^\circ/\text{Год)}^2$ ($i=1..3$)
Інтервали кореляції мінливих випадкових складових $m_{\omega i}$ дрейфів ДКШ $\tau_{\omega i}$	2000 с ($i=1..3$)

Далі на рис. 5 – рис. 10 представлені результати моделювання роботи ОФК по оцінюванню похибок БНС, включених у вектор стану $X(t)$ (1).

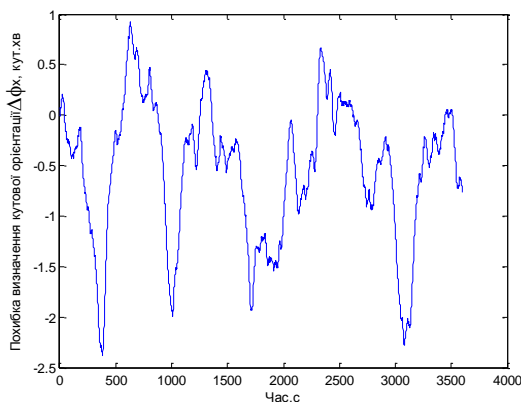


Рис. 5. Похибка визначення кутової орієнтації $\Delta\varphi_x$, кут.хв.

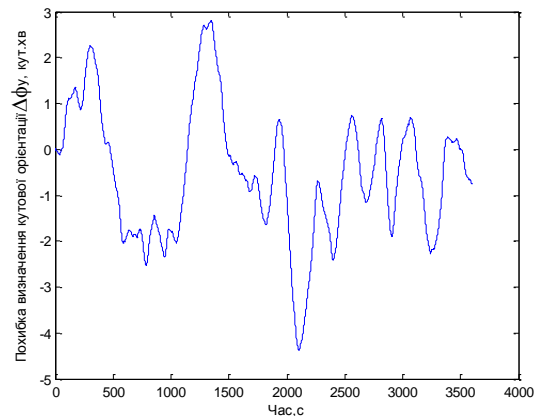


Рис. 6. Похибка визначення кутової орієнтації $\Delta\varphi_y$, кут.хв.

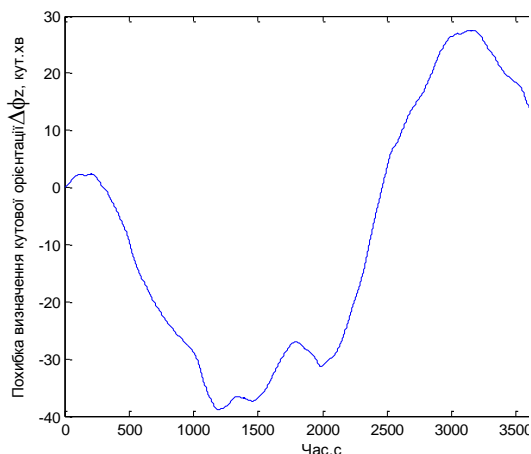


Рис. 7. Похибка визначення кутової орієнтації $\Delta\varphi_z$, кут.хв.

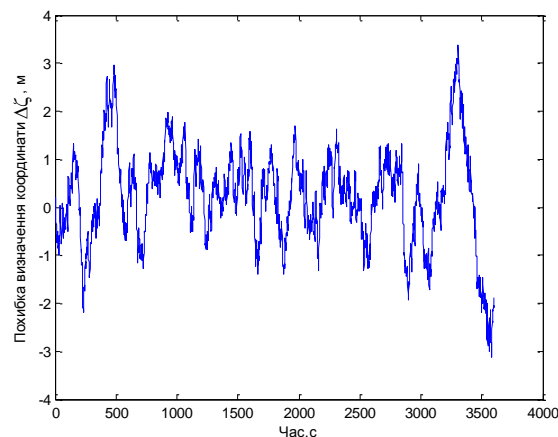


Рис. 8. Похибка визначення координати $\Delta\xi$,

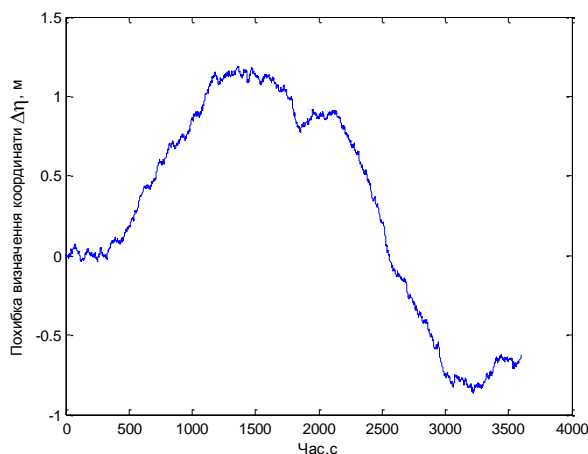


Рис. 9. Похибка визначення координати $\Delta\eta$, м

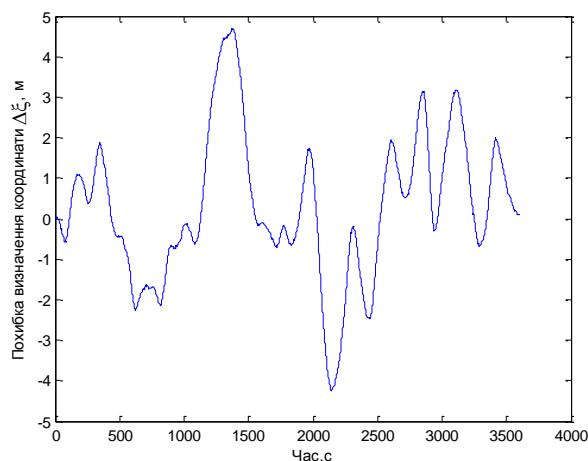


Рис. 10. Похибка визначення координати $\Delta\zeta$, м

В результаті застосування алгоритму ОФК, одержуємо оптимальну оцінку $\hat{X}(t)$ усього вектора стану $X(t)$, тобто оцінку всіх похибок БІНС на момент часу t .

Висновки

Робота присвячена розробці інтегрованої системи навігація та орієнтації безпілотного літального апарату. В результаті проведених в роботі досліджень показана можливість підвищення точності та надійності отримання навігаційної інформації на борту безпілотних літальних апаратів за рахунок об'єднання різномірних навігаційних датчиків в єдину інтегровану навігаційну систему та використання фільтрації Калмана.

Напів натурне моделювання роботи системи підтвердило адекватність розроблених математичних моделей та вірність запропонованих підходів та методик.

Одержано наступні результати: похибки визначення координат рухомого об'єкта знизилися: по висоті з 10 м до 0,6 м, по широті з 5 м до 0,2 м, по довготі з 6 м до 0,15 м, а СКВ похибки визначення швидкості – відповідно з 0,05 м/с до 0,0086 м/с. Похибки оцінювання кутової орієнтації рухомого об'єкта склали близько 30 кут. хв.

Список використаної літератури

1. *Збруцький О. В.* Розробка та дослідження системи орієнтації та навігації безпілотного літального апарату з використанням мікромеханічних технологій та багатоантенних GPS/ГЛОНАСС приймачів / О. В. Збруцький, О. І. Нестеренко, О. В. Прохорчук, А. Г. Січкара // Зб. праць інституту математики НАН України. – Сучасні проблеми аналітичної механіки. – 2004.-1, №2. – С.97-114.
2. *Прохорчук О. В.* Узагальнений алгоритм оцінки чутливості спостерігачів Калманівського типу до неточності задання параметрів математичної моделі системи / О. В. Прохорчук, П. В. Войлов // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2010. – №5. – С.18-23.
3. Основи орієнтації та навігації рухомих об'єктів Курс лекцій: О. А. Сущенко - К.НАУ, 2004.-132 с.
4. *Антюфеев В. И.* Радиометрические корреляционно-экстремальные системы навигации летательных аппаратов; М-во образования и науки Украины // В. И. Антюфеев, В. Н. Быков, А. М. Гричанюк, В. А. Краюшкин / Х.: Харк. нац. ун-т им. В.Н.Каразина, 2008. — 355 с.
5. *Прохорчук О. В.* Комбінований спостерігач калманівського типу для оцінювання похибок інтегрованої БІНС/СНС системи //О. В. Прохорчук, І. С. Студзінська / Механіка гіроскопічних систем. – 2010. – №.22 – С.43-51.
6. *Браммер Л.* Фільтр Калмана-Бьюси // Л. Браммер, Г. Зифлинг/ М.: Наука, 1982. – 200 с.
7. *Изерман Р.* Цифровые системы управления // Р. Изерман /М.: Мир, 1984. – 720 с.
8. Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах //Под ред. Леондеса К.Т./М.: Связь, 1973. – 408 с.