

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

## **НЕІНВАРІАНТНА КОМПЕНСАЦІЙНА СХЕМА КОМПЛЕКСУВАННЯ ІНЕРЦІАЛЬНИХ ДАТЧИКІВ ПЕРВИННОЇ ІНФОРМАЦІЇ З БОРТОВИМ НАВІГАЦІЙНИМ КОРЕКТОРОМ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

*Запропонована нова версія неінваріантної компенсаційної схеми комплексування інерціальних датчиків первинної інформації з бортовим навігаційним коректором. Основу схеми складають процедура нелінійної дискретної фільтрації для уточнення оцінок навігаційних параметрів з використанням інформації від навігаційних коректорів і екстраполяції цих оцінок з урахуванням показань інерціальних датчиків, а також лінійна регресійна процедура ідентифікації параметрів моделей систематичних похибок інерціальних датчиків на заданому початковому інтервалі часу з використанням інформації від навігаційного коректора, що побудована за допомогою апарату теорії чутливості*

*Ключові слова: акселерометри, датчики кутової швидкості, бортовий навігаційний коректор, процедура нелінійної дискретної фільтрації, лінійна регресійна процедура, матриця функцій чутливості, псевдообернена матриця*

Серед бортових навігаційних засобів літальних апаратів (ЛА) можна виділити дві основні групи:

системи зчислення координат;

засоби позиційної, швидкісної і кутової корекції (навігаційні коректори).

У якості основного варіанту систем зчислення координат на сьогодні широко застосовуються інерціальні навігаційні системи безплатформного типу (БІНС), в яких датчиками первинної інформації є акселерометри і датчики кутової швидкості (ДКШ). До переваг БІНС можна віднести високу інформативність, повну автономність і абсолютну завадозахищеність, а до недоліків – необхідність задавання початкових значень навігаційних параметрів, а також наростання похибок у визначенні навігаційних параметрів у часі. Саме ця остання обставина викликає необхідність у комплексуванні БІНС з бортовими навігаційними коректорами позиційного, швидкісного і кутомірного типів.

Схеми комплексної обробки навігаційної інформації, як і самі навігаційні комплекси, можна класифікувати, перш за все, за такою ознакою, як глибина інтеграції бортових навігаційних засобів (на рівні підсистем, на рівні каналів підсистем, на рівні первинних датчиків). Ще однією ознакою класифікації є склад навігаційних параметрів, що оцінюються.

В традиційних схемах комплексування систем зчислення координат, зокрема БІНС, відбувається оцінювання похибок систем зчислення координат за допомогою поточної інформації від навігаційних коректорів, які використовуються для внесення поправок до вихідної навігаційної інформації. Ці схеми в останні роки отримали назву *інваріантних схем* комплексування [2]. Особливістю таких схем є формування вимірювань у вигляді різниць складових показань систем зчислення координат і коректорів, що забезпечує практичну незалежність (інваріантність) оцінок похибок систем зчислення від самих навігаційних параметрів. В інваріантних схемах комплексування у якості моделей еволюції похибок систем зчислення координат використовуються лінійні диференціальні моделі похибок, а для оцінювання похибок застосовують процедури лінійної фільтрації калманівського типу.

Відмінною рисою так званих *неінваріантних схем* комплексування є пряме оцінювання самих навігаційних параметрів (а не похибок їх визначення системами зчислення) з використанням інформації від навігаційних коректорів. В роботі [1] запропоновані неінваріантні компенсаційні схеми комплексування інерціальних датчиків первинної інформації і бортових навігаційних коректорів. Ці схеми передбачають оцінювання навігаційних параметрів і поправок до показань інерціальних датчиків за допомогою процедури нелінійної дискретної фільтрації на основі поточної інформації від навігаційних коректорів. В розширений вектор стану фільтра включаються навігаційні параметри (складові шляхової швидкості, координати, параметри орієнтації), а також поправки до показань інерціальних датчиків. В якості основи для побудови моделі еволюції шуканих навігаційних параметрів використовуються рівняння ідеальної роботи БІНС, а в якості спостережень для фільтра використовується поточна вихідна інформація навігаційних коректорів. Основними операціями процедури нелінійної дискретної фільтрації в таких схемах є операція уточнення оцінок навігаційних параметрів і поправок до показань інерціальних датчиків з використанням поточної інформації від навігаційних коректорів і операція екстраполяції оцінок навігаційних параметрів з використанням поточних показань інерціальних датчиків з урахуванням отриманих оцінок поправок.

Необхідно відмітити, що при реалізації операції екстраполяції навігаційних параметрів, безумовно, враховується наявний досвід побудови ефективних обчислювальних алгоритмів БІНС.

Крім оцінок навігаційних параметрів і поправок до показань датчиків у процедурі нелінійної дискретної фільтрації коригується і екстраполюється відповідна коваріаційна матриця оцінок похибок.

У цій роботі запропонована нова версія неінваріантної компенсаційної схеми комплексування інерціальних датчиків первинної інформації і бортового навігаційного коректора ЛА. В запропонованій схемі комплексування, як і в неінваріантних компенсаційних схемах, що розглянуті в [1], також використовується процедура нелінійної дискретної фільтрації. Однак, в

запропонованій версії у вектор стану нелінійного фільтра включаються тільки навігаційні параметри (складові шляхової швидкості, координати, параметри орієнтації). Процедура нелінійної дискретної фільтрації в запропонованій версії реалізує операцію уточнення оцінок навігаційних параметрів і відповідної коваріаційної матриці похибок оцінок з урахуванням поточної інформації від навігаційного коректора і операцію екстраполяції оцінок навігаційних параметрів і коваріаційної матриці похибок з використанням поточних показань інерціальних датчиків.

Для оцінювання параметрів моделей систематичних похибок інерціальних датчиків на заданому початковому інтервалі часу  $[t_0, t_0 + T]$  з використанням інформації від навігаційного коректора пропонується спеціальна лінійна регресійна процедура, що побудована на основі методології теорії чутливості [6].

Нехай векторне представлення рівняння ідеальної роботи БНС має такий вигляд:

$$\dot{\bar{X}} = f(\bar{X}, \bar{Z}, t), \bar{X}(0) = \bar{X}_0, \quad (1)$$

де  $\bar{X}(t) = (\bar{V}^T(t), \bar{R}^T(t), \bar{\Theta}^T(t))^T$  – вектор-стовпчик навігаційних параметрів;

$\bar{Z}(t) = (\bar{a}^T(t), \bar{\omega}^T(t))^T$  – вектор-стовпчик поточних складових уявного прискорення і абсолютної кутової швидкості в осях зв'язаної (приладової) системи координат.

Модель, що відповідає моделі (1), і побудована із урахуванням похибок інерціальних датчиків і похибок задавання початкових умов, має вигляд:

$$\dot{\tilde{X}}(t) = f(\tilde{X}(t), \tilde{Z}(t), t) + \tilde{\xi}(t), \tilde{X}(0) = \bar{X}_0 + \Delta \bar{X}_0, \quad (2)$$

де  $\tilde{Z}(t) = \bar{Z}(t) + \chi[\bar{\mu}, \bar{Z}(t)]$ ;  $\bar{\mu}$  – вектор-стовпчик параметрів моделей систематичних похибок інерціальних датчиків (зміщення показань, похибки масштабних коефіцієнтів, параметри нелінійності та ін.);  $\tilde{\xi}(t)$  – вектор-стовпчик випадкових збурень із-за шумових складових похибок датчиків і похибок обчислень.

Узагальнену модель вихідної інформації бортового навігаційного коректора можна представити у вигляді:

$$\bar{Y}(t_i) = h[\bar{X}(t_i), t_i] + \bar{\eta}(t_i), \quad (3)$$

де  $h[\cdot, \cdot]$  – в загальному випадку нелінійна вектор-функція;  $\bar{\eta}(t_i)$  – вектор-стовпчик похибок навігаційного коректора.

Запропонована версія неінваріантної компенсаційної схеми комплексування передбачає реалізацію таких етапів:

Етап 1. Уточнення оцінок вектора-стовпчика навігаційних параметрів і коваріаційної матриці похибок оцінок в початковій точці включення навігаційного коректора  $t = t_0$ . Ця операція реалізується за допомогою відомих процедур [1]:

$$\hat{\tilde{X}}(t_0) = \tilde{X}(t_0) + K_0 \{ \bar{Y}(t_0) - h[\tilde{X}(t_0), t_0] \}, \quad (4)$$

$$\hat{P}(t_0) = [E - K_0 H_0] P_0,$$

де  $K_0 = P_0 H_0^T (H_0 P_0 H_0^T + R_0)^{-1}$ ;

$$H_0 = \frac{\partial h[\bar{X}(t_0), t_0]}{\partial \bar{X}};$$

$P_0$  – початкове значення коваріаційної матриці похибок оцінок;  $R_0$  – коваріаційна матриця, що відповідає вектору похибок  $\bar{\eta}(t_0)$ .

Етап 2. Цей етап реалізується на заданому початковому інтервалі часу  $[t_0, t_0 + T]$  і передбачає роботу процедури нелінійної дискретної фільтрації тільки в режимі екстраполяції оцінок навігаційних параметрів і матриці коваріації  $P$  (без корекції цих оцінок). Формально відповідні операції можна представити у вигляді:

$$\hat{X}(t_{i+1}) = \hat{X}(t_i) + f[\hat{X}(t_i), \tilde{Z}(t_i), t_i] \Delta t; \quad (5)$$

$$P(t_{i+1}) = \hat{O}(t_i)P(t_i)\hat{O}^0(t_i) + Q(t_i)\xi, \quad (6)$$

де  $\hat{O}(t_i) = E + \frac{\partial f[\bar{X}(t_i), t_i]}{\partial \bar{X}} \Delta t$ ;  $Q(t_i)$  – коваріаційна матриця, що відповідає вектору випадкових збурень  $\bar{\xi}(t)$ .

Фактично реалізація операції (5) передбачає використання відомих ефективних обчислювальних алгоритмів БНС для розрахунку кватерніона орієнтації, приросту уявної швидкості, складових шляхової швидкості і координат за показаннями інерціальних датчиків, які опитуються, як правило, з високою частотою [1].

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:

$$\begin{aligned} \dot{U}(t) &= \frac{\partial f\{\tilde{X}(t), \bar{Z}(t) + \chi[\bar{\mu}, \tilde{Z}], t\}}{\partial \tilde{X}} U(t) + \\ &\frac{\partial f\{\tilde{X}(t), \bar{Z}(t) + \chi[\bar{\mu}, \tilde{Z}], t\}}{\partial \bar{\mu}}, U(t_0) = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

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

$$G_{\Sigma} \bar{\mu} = \Delta \bar{Y}_{\Sigma}, \quad (8)$$

де  $G_{\Sigma} = (G_1^T, G_2^T, \dots, G_N^T)^T$ ,  $\Delta \bar{Y}_{\Sigma} = (\Delta \bar{Y}_1^T, \Delta \bar{Y}_2^T, \dots, \Delta \bar{Y}_N^T)^T$ ;

$$G_j = \frac{\partial h[\tilde{X}(t_j), t_j]}{\partial \tilde{X}(t_j)} U(t_j); \quad \Delta \bar{Y}_j = h[\tilde{X}(t_j), t_j] - \bar{Y}(t_j);$$

$j = 1, 2, \dots, N$ .

Операція ідентифікації вектора параметрів  $\bar{\mu}$  для моделі регресії (8) представляється у такому вигляді:

$$\bar{\mu} = G_{\Sigma}^{\oplus} \Delta \bar{Y}_{\Sigma}, \quad (9)$$

де  $\oplus$  – символ операції псевдообертання матриці  $G_{\Sigma}$  методом Гревілья [1].

Етап 3. При  $t > t_0 + T$  процедура нелінійної дискретної фільтрації реалізує як операцію уточнення оцінок коваріаційної матриці похибок  $\hat{P}(t_i)$  і вектора навігаційних параметрів  $\hat{X}(t_i)$  за інформацією від навігаційного коректора  $\bar{Y}(t_i)$ , так і операцію екстраполяції оцінок матриці  $\hat{P}(t_i)$  і вектора навігаційних параметрів  $\hat{X}(t_i)$  з використанням поточних показань інерціальних датчиків із урахуванням поправок до цих показань

$$\Delta \bar{Z}_{\bar{f}}(t_i) = -\chi[\hat{\mu}, \tilde{Z}(t_i)]. \quad (10)$$

В окремому випадку, коли в моделях похибок датчиків враховуються тільки зміщення показань

$$\Delta \bar{Z}_{\bar{f}} = -\Delta \hat{Z}, \quad (11)$$

де  $\Delta \hat{Z} = (\Delta \hat{a}_{x1}, \Delta \hat{a}_{y1}, \Delta \hat{a}_{z1}, \Delta \hat{\omega}_{x1}, \Delta \hat{\omega}_{y1}, \Delta \hat{\omega}_{z1})^T$  – вектор оцінок зміщення показань інерціальних датчиків у зв'язаному базисі  $OX_1Y_1Z_1$ .

На підставі відомих результатів теорії чутливості [6] можна показати, що умовою вирішення задачі лінійної регресії (спостережуваності компонент вектора  $\bar{\mu}$ ) є невиродженість матриці Грама:

$$\tilde{A} = \int_{t_0}^{t_0+T} U^T(\tau) U(\tau) d\tau, \quad (12)$$

що побудована на вектор-функціях чутливості, тобто лінійна незалежність вектор-функцій чутливості на інтервалі спостереження  $[t_0, t_0 + T]$ .

При моделюванні розглядалась задача комплексування блока мікромеханічних інерціальних датчиків (акселерометрів та ДКШ) з бортовим навігаційним коректором типу мультиантенної супутникової навігаційної системи при виборі геотопічної опорної системи координат  $OXYZ$  [1]. Для цього випадку вектор-стовпчик навігаційних параметрів мав вигляд  $\bar{X} = (V_X, V_Y, V_Z, X, Y, Z, \psi, \upsilon, \gamma)^T$ .

Відповідно, вектор спостережень від навігаційних коректорів мав такий вигляд:  $\bar{Y}(t_i) = \bar{X}(t_i) + \bar{\eta}(t_i)$ .

В якості рівнянь ідеальної роботи БІНС використовувались співвідношення, що описані в [1].

Враховувались систематичні похибки інерціальних датчиків типу зміщення показань на рівнях  $\pm 10^{-3} g$  і  $\pm 0,2$  мрад/с. Частота опитування датчиків відповідала  $100 \text{ Гц}$ . Середньо-квадратичні значення випадкових помилок навігаційного коректора приймалися на рівнях  $\sigma_V \approx 0,03 \text{ м/с}$ ;  $\sigma_R \approx 3 \text{ м}$ ;  $\sigma \approx 1$  мрад, а частота оновлення інформації від мультиантенної супутникової системи приймалась  $10 \text{ Гц}$ .

Для екстраполяції значень навігаційних параметрів по інформації від інерціальних датчиків використовувались алгоритми, що приведені в [1, с. 186...190].

Моделювалась траєкторія польоту ЛА типу “змійка” в площині OXZ зі швидкістю 250...300 м/с з періодом 100 с і амплітудою 5 000 м, а також маневр із набором висоти і спуском по координаті Y.

Обчислювальні похибки екстраполяції навігаційних параметрів характеризувались приведеним значенням кутової швидкості дрейфу моделі опорної системи координат  $\approx 0,03$  град/год і приведеної похибки за прискоренням  $\approx 10^{-5}$  м/с<sup>2</sup>.

При вирішенні регресійної задачі була використана матриця функцій чутливості  $U(t_i) = \frac{\partial \Delta \bar{X}(t_i)}{\partial \Delta \bar{Z}}$ , що задовольняла такому рівнянню:

$$\dot{U}(t) = F(\tilde{X})U(t) + V(\tilde{X}), U(0) = 0, \quad (13)$$

де  $\Delta \bar{X} = (\Delta V_X, \Delta V_Y, \Delta V_Z, \Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \alpha_X, \alpha_Y, \alpha_Z)^T$ ;  $\alpha_X, \alpha_Y, \alpha_Z$  – похибки моделювання опорного геотопічного базису;  $F(\tilde{X})$  і  $V(\tilde{X})$  – матриці в правій частині рівняння похибок такого виду:

$$\Delta \dot{\bar{X}}(t) = F(\tilde{X})\Delta X(t) + V(\tilde{X})\Delta \bar{Z}. \quad (14)$$

Відповідно, при формуванні варіацій параметрів орієнтації в правій частині моделі регресії використовувались оцінки  $\hat{\alpha}_X, \hat{\alpha}_Y, \hat{\alpha}_Z$ , що отримані на основі розрахованих оцінок кватерніона орієнтації зв’язаної системи координат відносно опорного геотопічного базису та поточних параметрів орієнтації  $\tilde{\psi}, \tilde{\theta}$  і  $\gamma$ , що вимірюються навігаційним коректором.

При реалізації лінійної регресійної процедури параметри приймалися такими:  $N = 5$ ;  $\Delta T = 20$  с;  $T = 100$  с.

Отримані оцінки значень поправок до показань акселерометрів і ДКШ характеризуються такими рівнями точності: за поправками до показань акселерометрів  $\pm 10^{-4} g$ , а за поправками до показань ДКШ  $\pm 1$  кут. хв./хв.

При відключенні супутникового коректора на відрізку часу 300 ... 400 с спостерігався ріст похибок за складовими шляхової швидкості на рівні до 0,2 м/с, за координатами – до 20 м та за параметрами орієнтації – до 1 кут. хв.

Результати моделювання підтверджують працездатність запропонованої версії неінваріантної компенсаційної схеми комплексування інерціальних датчиків і бортових навігаційних коректорів ЛА.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Синеглазов В.М., Захарин Ф.М. Теоретические основы проектирования интегрированных навигационных комплексов беспилотных летательных аппаратов. – Киев: Освіта України. 2015. – 340 с.
2. 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.

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. Aniskevych L.V., Zakharin F.M. Method of complex processing of navigation information for vehicle // II International Conference “Methods and Systems of Navigation and Motion Control”, 2012. Ukraine. P. 37-40.
5. Zakharin F.M., Ponomarenko S.A. Principles of navigation system design of UAV // Electronics and control systems. №3 (45), 2016. Kyiv. NAU. P.103-108.
6. Городецкий В.И., Захарин Ф.М., Розенвассер Е.Н., Юсупов Р.М. Методы теории чувствительности в автоматическом управлении. – Л. : Энергия. 1971. - 344 с.

*Надійшла до редакції 15.11.2016  
Рецензент: СНС Харитонов М.О.*