

УДК 621.391

**ЗАХАРІН Ф.М.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,  
старший науковий співробітник

**ХАРИТОНОВ М.О.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,  
старший науковий співробітник

**ПОНОМАРЕНКО С.О.**, начальник науково-дослідної лабораторії

## **СПОСОБИ ПІДВИЩЕННЯ ДОСТОВІРНОСТІ ВИХІДНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ БОРТОВИХ ІНТЕГРОВАНИХ ІНФОРМАЦІЙНО УПРАВЛЯЮЧИХ КОМПЛЕКСІВ**

*Розглядаються структурний і алгоритмічний способи підвищення достовірності вихідної навігаційної інформації бортових інтегрованих інформаційно-управляючих комплексів. Запропоновані перспективна структурна схема і алгоритми комплексної обробки навігаційної інформації*

На сучасних літальних апаратах (ЛА) може використовуватись велика кількість інформаційних систем (ІС) для забезпечення навігаційними даними. До таких систем відносяться радіонавігаційні засоби – системи ближньої (РСБН) і дальньої (РСДН) навігації, супутникові навігаційні системи (СНС), інерціальні навігаційні системи (ІНС) – платформові ІНС, безплатформові (БІНС), кореляційно-екстремальні навігаційні системи (КЕНС), системи повітряних сигналів (СПС) та інші.

Така надлишкова кількість ІС забезпечує їх резервування та підвищує живучість ЛА при виникненні відмов і пошкоджень. Але при цьому повинна проводитись реконфігурація алгоритмів обробки навігаційної інформації у відповідності з функціонуванням справних ІС та можливостями адаптації апаратно-програмних структур бортових комплексів ЛА в реальних ситуаціях. Реалізація вказаного принципу може забезпечуватись шляхом формування банку взаємоз'язаних наборів ІС та алгоритмів обробки наявних навігаційних даних і вибору їх у залежності від режимів польоту, справності ІС і вимог споживачів.

Найбільш повно ця ідеологія може бути реалізована в бортових інтегрованих інформаційно – управляючих комплексах (БІУК). БІУК представляють собою сукупність бортових функціонально зв'язаних систем різного призначення (системи навігації, системи управління польотом ЛА, системи повітряної розвідки, прицільні системи), які використовують одну і ту саму навігаційну інформацію, що доступна через мультиплексні канали обміну даними.

Перспективні БПУК будуть мати замість великої кількості навігаційних систем єдине джерело навігаційної інформації у вигляді багатofункціональних інерціальних вимірювальних блоків (БІВБ) [1]. При розробці програмно-алгоритмічного забезпечення (ПАЗ) БПУК на БІВБ актуальною проблемою є підвищення достовірності вихідної інформації. Для її вирішення застосовуються різні способи, серед яких найбільш ефективними є структурний і алгоритмічний. Застосування їх у сукупності дозволяє досягти необхідного рівня достовірності вихідної навігаційної інформації [1, 2, 3].

БІВБ будуються з використанням надлишкової кількості вимірювачів кутових і лінійних параметрів руху, зокрема, датчиків кутової швидкості, кутового прискорення, акселерометрів і вільних гіроскопів.

Структурна схема блоку ідентифікації відмов і оцінювання, що пропонується, приведена на рис. 1.

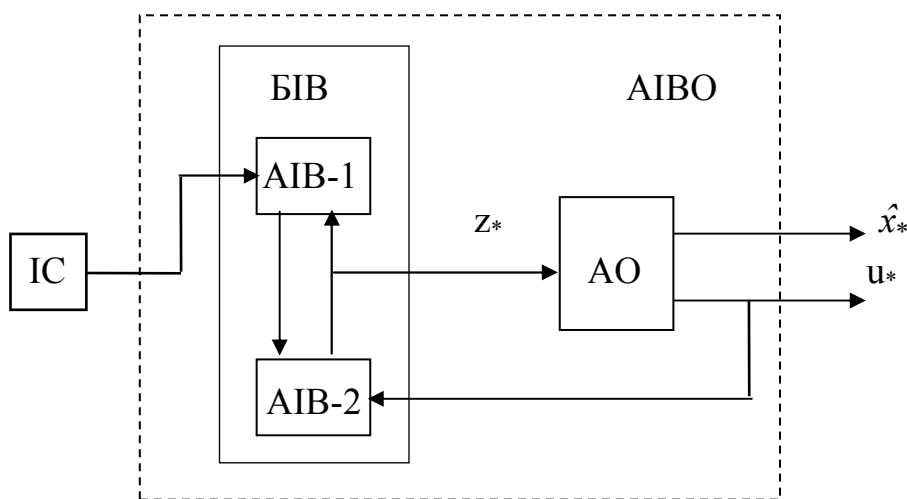


Рис.1. Структурна схема блоку ідентифікації відмов і оцінювання

На рис.1 використані такі позначення: АІВО – алгоритми ідентифікації відмов і оцінювання; БІВ – блок ідентифікації відмов; АІВ – алгоритм ідентифікації відмов; АО – блок алгоритмів оцінювання;  $Z_*$  – вектор сигналів справних ІС;  $\hat{x}_*$  – вектор оцінок навігаційних параметрів;  $u_*$  – сигнали, які інформують про стан ІС.

В БІВ реалізується перевірка справності ІС шляхом порівняння в ідеалі ідентичних сигналів. Передбачається два етапи – АІВ-1, АІВ-2. Спочатку порівнюються показники дублюючих однотипних та різнотипних ІС з метою швидкого визначення значних розбіжностей. Потім показники справних за оцінками першого етапу ІС порівнюються з розрахунковою оцінкою та остаточно ідентифікуються ІС, що відмовили.

В блоці АО передбачається обробка показань справних чутливих елементів з використанням відомих алгоритмів оцінювання – фільтра Калмана, методу

найменших квадратів. Набір алгоритмів визначається в залежності від режимів роботи, справності ІС та вимог споживачів [2].

В блок АО можуть включатися алгоритми прогнозування стану ІС. Оцінки прогнозу  $\hat{Z}_p$  в цьому випадку використовуються в якості незалежних сигналів в блоці АІВ-2. Крім того, блок АО повинен містити управляючу частину для вироблення сигналів на реконфігурацію АО в залежності від стану ІС та режиму роботи.

Нехай у вектор вимірювань  $Z(X)$  входять  $L$  вимірювань параметрів ІС:

$$Z^T = ((Z^1)^T, \dots, (Z^\alpha)^T); \quad Z^K = (Z_1^K, \dots, Z_{N_K}^K)^T; \quad K = 1, 2, \dots, \alpha; \quad \sum_{i=1}^{\alpha} N_i = L,$$

де  $N_i$  – число вимірювань одного й того ж параметра;  $L$  – загальна кількість вимірювань;  $\alpha$  – кількість різних параметрів.

На першому етапі визначаються:

$$v_{ij}^K = \begin{cases} 0, & \Delta_{ij}^K \leq \varepsilon_{N_K}; \\ 1, & \Delta_{ij}^K > \varepsilon_{N_K}, \end{cases} \quad (1)$$

де  $\Delta_{ij}^K = |\tilde{Z}_i^K - \tilde{Z}_j^K|$ ;  $i < j$ ;  $\tilde{Z}_n^K$  – зважені сигнали  $Z_n^K$ ;  $\varepsilon_{N_K}$  – задані порогові константи, які в залежності від вибраного варіанту споживачів у БПУК можуть мати різні величини.

Далі аналізується множина  $\{\Delta_{ij}^K\}$  та ідентифікуються ІС, що відмовили. Наприклад, при  $N_K = 3$  це здійснюється за допомогою табл. 1.

Таблиця 1.

Ідентифікація ІС, що відмовили для  $N = 3$ .

$v_{12}^K$	$v_{13}^o$	$v_{23}^o$	Стан ІС, $N$		
			1	2	3
0	0	0	+	+	+
1	1	0	–	+	+
1	0	1	+	–	+
0	1	1	+	+	–

«+» – відповідає відсутності відмови, а «–» – навпаки.

Для вільних гіроскопів (ВГ) скористаємося фактом нерухомості векторів кінетичних моментів роторів гіроскопів у інерційному просторі. Тоді

$$(K_i \cdot K_j) = C_{ij}, \quad (2)$$

де  $(K_i \cdot K_j)$  – скалярний добуток векторів кінетичних моментів  $i$ -го та  $j$ -го ВГ.

При ідеальній роботі ВГ  $C_{ij} < \varepsilon_{N_I}$ . Далі використовуються відношення (1) і (2) та логічні операції, аналогічні тим, що приведені в табл. 1.

На другому етапі порівнюються справні за результатами роботи блоку АІВ-1 сигнали  $Z_i^K$  та оцінки  $\hat{Z}_K$ , які одержані в блоці АО:

$$v_i^K = \begin{cases} 0, & \Delta_i^K \leq \varepsilon_K; \\ 1, & \Delta_i^K > \varepsilon_K, \end{cases} \quad (3)$$

де  $\Delta_i^K = |Z_i^K - \hat{Z}_K|$ ,  $i = 1, 2, \dots, N_k^*$ ,  $k = 1, 2, \dots, \alpha$ ;  $N_k^*$  – число справних за результатами першого етапу ідентифікації сигналів  $Z_i^K$ ;  $\varepsilon_K$  – порогові константи, які можуть мати різні значення, аналогічно  $\varepsilon_{N_k}$ ; «0» – відповідає справності ІС, а «1» – несправності.

Для додаткового контролю на другому етапі при використанні в блоці АО прогнозуючих алгоритмів, можуть застосовуватися порівняння виду (3) і таблиця 1 для сигналів  $Z_i^K$ ,  $\hat{Z}_K$ ,  $\hat{Z}_{Kp}$ , де  $\hat{Z}_{Kp}$  – прогнозне значення  $Z_K$ .

На виході блока АІВО маємо достовірні оцінки векторів  $\hat{\omega}_C$  кутової швидкості,  $\hat{\dot{\omega}}_C$  кутового прискорення,  $\hat{a}_C$  уявного прискорення, матриці направляючих косинусів  $B_{IC}$  перетворення із зв'язаної системи координат  $C$  в інерціальну  $I$ . Для вирішення навігаційної задачі скористаємось відомими рівняннями ідеальної роботи безплатформової інерціальної навігаційної системи (БІНС) [4], які для загального випадку можуть бути представлені в такому вигляді:

$$\dot{\bar{z}} = \bar{\Phi} [\bar{z}, B_{IC}, a_C] , \quad (4)$$

де  $\bar{z} = (\bar{x}^T, \bar{W}^T, \psi, \gamma, \vartheta)^T$  – вектор шуканих навігаційних параметрів,  $\bar{x}$ ,  $\bar{W}$  – вектори координат і швидкості,  $\psi$ ,  $\gamma$ ,  $\vartheta$  – кути курсу, крену і тангажу.

Маючи в розпорядженні сигнали інших ІС, що входять до складу БШУК (супутникова навігаційна система, кореляційно-екстремальна навігаційна система та ін.) сформуємо спостереження

$$\bar{y} = H \bar{z} + \bar{\xi} , \quad (5)$$

де  $H = (E_m | 0)$  – постійна матриця розмірності  $m \times 9$ ;  $\bar{\xi}$  – вектор некорельованих шумів вимірювання з діагональною коваріаційною матрицею  $R$ .

На підставі моделей (4) і (5) знаходимо оцінки вектора  $\hat{\bar{z}}$  у вигляді:

$$\dot{\hat{z}} = \bar{\Phi} [\hat{z}, \hat{B}_{IC}, \hat{a}_C] + K (\bar{y} - H \hat{z}), \quad (6)$$

де  $K$  – матриця коефіцієнтів підсилення [4].

Таке представлення алгоритмів комплексної обробки навігаційної інформації в БШУК об'єднує алгоритми фільтрації та зчислення в єдиний обчислювальний процес, структура якого може легко змінюватись в залежності від справності ІС та наявності тих чи інших сигналів спостереження виду (5).

Способи вибору коефіцієнта  $K$  детально проаналізовані в [4]. У найпростішому випадку його значення знаходиться тільки з міркувань стійкості (аналог фільтра Л'юїнбергера для нелінійних систем).

Алгоритм оцінювання навігаційних параметрів підвищеної достовірності, який є стійким до збоїв та відмов ІС, виникнення розбіжності процесу оцінювання може мати такий вигляд [5]:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{z}}(t) &= \Phi(z(t)) + K(t)\tilde{\Delta}(t); \quad \dot{\hat{z}}(t_0) = z^0; \\ \tilde{\Delta}(t) &= A\Delta(t); \quad \Delta(t) = y(t) - H\hat{z}(t), \quad y(t) = Hz(t) + \xi(t); \\ \Delta(t) &= (\Delta_1(t), \dots, \Delta_m(t))^T; \quad A = \text{diag} \{ a_i \}; \\ a_i &= \begin{cases} 1, & |\Delta_i(t)| \leq \varepsilon_i, \\ 0, & |\Delta_i(t)| > \varepsilon_i, \end{cases} \quad \tilde{H} = AH; \\ M \left[ \zeta(t)\zeta^T(t+\tau) \right] &= R(t)\delta(\tau); \quad p(t) = M \left[ \Delta x(t)\Delta x^T(t) \right]; \\ K(t) &= \tilde{p}(t)\tilde{H}^T\tilde{R}^{-1}(t); \quad \text{Tr}\dot{\hat{P}}(t) + \hat{P}(t) = \Delta x(t)\Delta x^T(t); \\ \tilde{p}(t) &= \begin{cases} \hat{p}(t_i), & |\Delta x(t_i)| \leq \varepsilon \\ \hat{p}(t_{i-1}), & |\Delta x(t_i)| > \varepsilon; \end{cases} \\ \Delta \dot{x}(t) &= F(t)\Delta x + K(t)\tilde{\Delta} - \zeta(t); \\ \dot{\hat{z}}(t_0) &= \hat{z}_0; \quad \Delta x(t_0) = 0; \quad \hat{p}(t_0) = \hat{p}_0; \quad F(t) = \frac{\partial \Phi(t)}{\partial z}; \end{aligned} \quad (7)$$

де  $\varepsilon, \varepsilon_i$  – задані константи;  $\zeta(t)$  – вектор штучного білого шуму.

Контроль справності ІС ведеться по аналогії з вище викладеним за допомогою співвідношень:

$$\begin{aligned} |y_i - \hat{y}_i| &\leq \varepsilon_i, \quad i = 1, \dots, m, \\ \hat{y} &= H \hat{z}. \end{aligned} \quad (8)$$

У випадку невиконання умов (8) робота алгоритму перебудовується за рахунок того, що відповідні елементи матриці  $K$  прирівнюється до нуля. Наприклад, при відсутності сигналів про висоту та вертикальну швидкість значення  $\hat{z}$  та  $\hat{W}_Z$  «заморожуються», а вертикальний канал виключається з обробки.

Таким чином, запропонована структура програмно алгоритмічного забезпечення бортових інформаційно управляючих комплексів підвищеної достовірності на базі багатофункціональних інерціальних вимірювальних блоків дозволяє в єдиному обчислювальному процесі реалізувати фільтрацію та обчислення координат з урахуванням надлишковості інерціальних вимірювальних засобів і засобів позиційної та швидкісної корекції при визначеній адаптації до відмов та похибок.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Харитонов М.А. Повышение эффективности информационного обеспечения пилотажно-навигационных комплексов ЛА // Проблемы построения специального математического обеспечения ПНК ЛА. Сборник научных трудов. – К.: КВВАИУ. – 1990. – С. 28-39.
2. Захарин Ф.М., Харитонов М.А. Вопросы построения многофункциональных БИНС повышенной достоверности // Тезисы докладов на XVIII НТК памяти Н.Н.Острякова. – Л. – 1992. – С. 98-101.
3. Захарин Ф.М., Харитонов М.О., Пономаренко С.О. Алгоритми обробки первинної навігаційної інформації в безплатформових інерціальних вимірювальних блоках // Науковий центр Військово-Повітряних Сил. Збірник наукових праць. Вип. 3. – 1999. – с. 113–119.
4. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
5. Красовский А.А., Белоглазов И.Н., Чигин Г.П. Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем. – М.: Наука, 1979. – 412 с.

*Надійшла до редакції 28.10.2010*