

УДК 629.734.7

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

САМОЙЛЕНКО О.В., 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

АЛГОРИТМ ДОВИСТАВКИ ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ АВІАЦІЙНИХ ОБ'ЄКТІВ З ВИКОРИСТАННЯМ ІНФОРМАЦІЇ ВІД ПОЗИЦІЙНО-ШВИДКІСНИХ КОРЕКТОРІВ

Пропонується алгоритм довіставки інерціальних навігаційних систем для широкого кола об'єктів військової авіації

Ключові слова: навігаційний комплекс, початкова виставка, бойовий літак, інерціальна навігаційна система, гіростабілізована платформа

Навігаційний комплекс (НК) є однією з ключових складових бортового обладнання бойового літака й безпосередньо впливає на якість вирішення функціональних завдань. Однією з основних задач, що вирішуються в процесі підготовки НК бойового літака – задача початкової виставки інерціальних систем. Причому до часу та точності цієї виставки висуваються високі вимоги, тому що час підготовки НК впливає безпосередньо на бойову готовність літального апарату (ЛА), а похибки виставки значно впливають на точність визначення координат за допомогою інерціальної системи (ІНС) [1]. Так, для забезпечення точності визначення координат місця ЛА за допомогою ІНС із помилкою не більше 1,85 км за годину польоту потрібно, щоб помилка початкової виставки гіростабілізованої платформи (ГСП) за азимутом не перевищувала 5'.

До основних методів початкової виставки в азимуті інерціальних навігаційних систем, які використовуються для підготовки бойових літальних апаратів, відносяться:

- виставка гірокомпасуванням;
- виставка за заданим (стояночним) курсом;
- виставка по магнітному коректору;
- виставка астрономічним методом.

Виставка в азимуті складається з повороту стабілізованого елемента доти, поки він не встановиться в заданому опорному напрямку, яким може бути істинна північ або ортодромічний шляховий кут. При системі азимуту по сітці, азимут ГСП залишається сумісним з напрямком на північ, а початковий азимут α_0 по сітці розраховується.

Виставка в азимуті ГСП методом гірокомпасування може здійснюватися автономно (методом одинарного (ОГ) або подвійного гірокомпасування (ПГ)) або неавтономно, за даними деяких засобів і систем. Як відомо, методи гірокомпасування (ГК) не потребують спеціального топогеодезичного забезпечення аеродромів і забезпечують задану точність виставки ГСП в азимуті.

Однак, ці методи вимагають значного часу на їхню реалізацію, що безпосередньо позначається на часі підготовки ЛА до вильоту.

Поряд з автономними методами виставки гіроплатформи в азимуті використовуються неавтономні методи, які дозволяють досягти заданих точностей при менших часових витратах. Однак, використання цих методів можливо лише при наявності достатнього топогеодезичного обланання (оптичний та гіроскопічний теодоліти, астропеленгатори, візирні системи ЛА, реперні точки на ЛА).

Сутність усіх неавтономних методів визначення стояночного курсу ЛА складається з вимірювання за допомогою будь-якого пристрою, наприклад, за допомогою гіртеодоліта курсового кута орієнтира (ККО), за який може бути використаний опорний орієнтир, азимут якого визначений заздалегідь. Для розглянутого випадку істинний стояночний курс ψ_3 ЛА, розраховується за формулою:

$$\psi_i = A - \text{ККО} ,$$

де А – азимут орієнтира.

При відсутності ІНС у складі НК і обмеженому часу на підготовку до польоту початкова виставка може бути виконана з використанням магнітного датчика. Однак потрібно враховувати, що точність виставки цим методом характеризується величиною середньої квадратичної похибки від 15' (при ретельному врахуванні магнітного схилення та девіації магнітного датчика) до 1,5°.

Можлива також азимутальна виставка ІНС астрономічним методом шляхом пеленгації небесних світил. Цей метод може забезпечити дуже високу точність виставки. Для виставки ІНС таким методом із високою точністю необхідно знати точні координати місця розташування ЛА. Якщо необхідна точність виставки характеризується середньоквадратичною помилкою 1', то положення ЛА на поверхні Землі (його координати) повинні бути відомі зі середньоквадратичною радіальною помилкою не більш 30''. Астрономічний метод виставки має ще один недолік – його неможливо застосовувати при значній хмарності.

Проаналізовані методи виставки гірокомпасуванням та за магнітним коректором автономні, не передбачають спеціально обладнаних площадок для роботи. Однак виставка по магнітному коректору не забезпечує високої точності, а виставка гірокомпасуванням хоча і забезпечує високу точність, але вимагає більшого часу підготовки літального апарату (до 60 хв.). Виставка за заданим (стояночним) курсом передбачає використання спеціальних розмічених площадок, що ускладнює в бойових умовах процес підготовки. Виставка астрономічним методом передбачає використання складного додаткового обладнання та наявність гарних погодних умов.

Процес виставки ІСН у горизонтальне положення включає етапи прискореної, грубої та точної виставки.

У зв'язку з тим, що на борту ЛА з'являються нові позиційно-швидкісні коректори, такі як супутникова навігаційна система (СНС), радіотехнічна система ближньої навігації і посадки VOR/ILS, літаковий далекомір (DME), рельєфометрична кореляційно-екстремальна навігаційна система (КЕНС) та інші, для виставки ІНС можна використовувати алгоритм оптимального оцінювання похибок кутового положення ГСП в польоті, що дозволить скоротити режим виставки ІНС на землі та здійснити довиставку із підвищеною точністю на початковій фазі польоту. Такий метод виставки і буде розглянутий далі у даній статті.

Узагальнена схема комплексної обробки навігаційної інформації при довиставці в польоті з урахуванням всіх можливих типів коректорів представлена на рис.1.

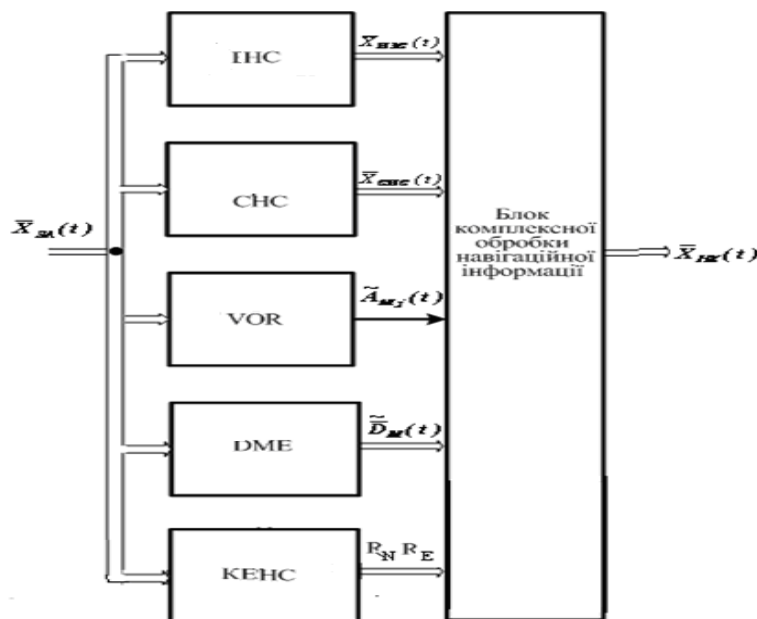


Рис.1.Комплексна обробка навігаційної інформації в навігаційному комплексі.

Метою комплексної обробки вихідної навігаційної інформації ІНС та навігаційних коректорів (СНС, VOR, DME, КЕНС) є отримання найкращих за точністю і достовірністю оцінок шуканих навігаційних параметрів на основі надлишкової вихідної інформації.

Далі обмежимося випадком, коли в якості навігаційного коректору використовується супутникова навігаційна система.

Тоді для ГСП вектор стану має такий вигляд [2]:

$$\bar{X}_{1.1} = (\Delta R_E, \Delta R_N, \Delta V_E, \Delta V_N, \alpha, \beta, \Delta \psi, \varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \Delta a, \Delta a_2)^T, \quad (1)$$

де $\Delta R_E = \Delta \lambda \cdot R \cdot \cos \varphi_0$ – приведена помилка бортових навігаційних засобів (БНЗ) у визначенні східної координати; $\Delta R_N = \Delta \varphi \cdot R$ – приведена помилка визначення північної координати; $\Delta \varphi, \Delta \lambda$ – поточні помилки визначення географічних широти φ та довготи λ ; R – радіус Землі; φ_0 – значення географічної

широти в вибраній початковій точці; $\Delta V_E, \Delta V_N$ – поточні помилки БНЗ у визначенні проекцій шляхової швидкості V_E і V_N ; $\alpha, \beta, \Delta\psi$ – поточні помилки орієнтації ГСП по вертикалі α, β та в азимуті $\Delta\psi$; $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ – складові систематичного дрейфу гіростабілізованої платформи (ГСП); $\Delta a_1, \Delta a_2$ – систематичні помилки розміщених на ГСП акселерометрів.

Дискретна модель еволюції вектора стану може бути представлена у вигляді:

$$\bar{X}_{1.1_{i+1}} = \hat{O}_{1.1_i} \bar{X}_{1.1_i} + \bar{\xi}_{1.1_i}, \quad (2)$$

де $\hat{O}_{1.1_i} = E_{12} + F_{1.1_i} \Delta t$; E_{12} – одинична матриця (12×12); Δt – крок дискретизації часу; $\bar{\xi}_{1.1_i}$ – вектор-стовбець випадкових збурень в моделі еволюції.

Вирази для ненульових елементів матриці $F_{1.1}$ (12×12) мають вигляд:

$$\begin{aligned} f_{1,3} &= \cos\varphi_0 / \cos\varphi; f_{2,4} = f_{7,10} = 1; -f_{3,3} = f_{4,4} = V/R; \\ f_{4,5} &= -f_{3,6} = g; f_{3,7} = a_N; f_{4,7} = -a_E; \\ f_{3,11} &= f_{4,12} = f_{5,8} = f_{6,9} = \sin A_{\bar{a}}; f_{4,11} = f_{6,8} = -f_{5,9} = f_{3,12} = \tilde{n} \cos A_{\bar{a}}; \\ f_{6,3} &= -f_{5,4} = 1/R; f_{7,5} = -f_{5,7} = V_E/R + \omega_{\zeta} \cos\varphi; f_{7,6} = -f_{6,7} = V_N/R, \end{aligned} \quad (3)$$

де ω_{ζ} – кутова швидкість Землі; R – радіус Землі; $A_{\bar{a}}$ – курсовий кут ГСП; a_E, a_N – складові уявного прискорення ЛА у вісях географічного координатного тригранника.

В якості рівняння спостереження пропонується використати співвідношення виду:

$$\bar{Y}_{1.1} = \bar{Y}_{ii} - \bar{Y}_{\tilde{N}\tilde{N}} \Delta = H_{1.1} \bar{X}_{1.1} + \bar{\eta}_{1.1}, \quad (4)$$

де $\bar{Y}_{ii} = (\tilde{R}_{E_{ii}}, \tilde{R}_{N_{ii}}, \tilde{V}_{E_{ii}}, \tilde{V}_{N_{ii}})^T$; $\bar{Y}_{\tilde{N}\tilde{N}} = (\tilde{R}_{E_{\tilde{N}\tilde{N}}}, \tilde{R}_{N_{\tilde{N}\tilde{N}}}, \tilde{V}_{E_{\tilde{N}\tilde{N}}}, \tilde{V}_{N_{\tilde{N}\tilde{N}}})^T$;
 $H_{1.1} = (E_4 : 0)$; $\bar{\eta}_{1.1}$ – вектор-стовбець випадкових помилок спостереження.

Похибки СНС у визначенні координат та складових швидкості ЛА можуть бути описані за допомогою математичних моделей, що містять білошумні складові похибок [3]:

$$\eta_{V_j}(t_k) = \sigma_V \eta_{i+2k}; \quad (5)$$

$$\eta_{V_j}(t_k) = \sigma_V \eta_{i+2k},$$

де $j=E, N, i=1, 2, \eta_{R_j}(t_k), \eta_{V_j}(t_k)$ – випадкові похибки СНС у визначенні приведених координат та складових швидкостей відповідно; σ_R, σ_V – середньо квадратичні значення (СКЗ) білошумних складових похибок СНС; $\eta_1(t_k) \dots \eta_4(t_k)$ – стандартні білі шуми із СКЗ, що дорівнюють одиниці; t_k – моменти оновлення вихідної інформації СНС.

При формуванні спостережень (4) пропонується здійснювати перевірку гіпотези про відмову СНС. Відмова СНС на i -тому кроці фіксується при порушенні хоча б однієї з наступних нерівностей

$$\left| \tilde{R}_{j\hat{N}i} - \hat{R}_{j\hat{a}^3} \right| < \Delta R; \quad (6)$$

$$\left| \tilde{V}_{j\hat{N}i} - \hat{V}_{j\hat{a}^3} \right| < \Delta V, \quad (7)$$

де $j = E, N$, $\hat{R}_{E_{ei}}, \hat{R}_{N_{ei}}, \hat{V}_{E_{ei}}, \hat{V}_{N_{ei}}$ – оцінки навігаційних параметрів, екстрапольовані з попереднього кроку обробки навігаційної інформації; ΔR і ΔV – задані значення порогів відмови.

Задача комплексної обробки навігаційної інформації від ІНС і СНС полягає в оцінюванні вектора стану $X_{1,1}$ (1) за спостереженнями $\bar{Y}_{1,1}$ (4).

Для вирішення цієї задачі оцінювання можуть бути використані різні процедури лінійної фільтрації. Основними операціями цих процедур є такі:

а) операція корекції поточної оцінки вектора стану $\bar{X}_{1,li}$ за спостереженням $\bar{Y}_{1,li}$, яка може бути описана формулою

$$\hat{X}_{1,li}^+ = \hat{X}_{1,li} + \hat{E}_3(\bar{Y}_{1,li} - H_{1,li}\hat{X}_{1,li}), \quad (8)$$

де $\hat{X}_{1,li}^+$ – скоригована оцінка; K_i – матричний коефіцієнт підсилення фільтру;

б) операція екстраполяції скоригованої оцінки на крок

$$\hat{X}_{1,li} = \hat{O}_{1,i^3}\hat{X}_{1,li}^+. \quad (9)$$

Процедури лінійної фільтрації відрізняються одна від одної способами вибору (розрахунку) матричного коефіцієнта підсилення K_i .

Для випадку стаціонарного лінійного фільтру ($K_i = K = \text{const}$) елементи матричного коефіцієнту підсилення вибираються з умови забезпечення стійкості та заданого рівня сталих помилок фільтрації.

У випадку оптимального дискретного фільтру на кожному кроці оновлення інформації від коректора виконується:

а) операція – корекція

$$\hat{X}_{1,li}^{(+)} = \hat{X}_{1,li}^{(-)} + K_{1,li}(\bar{Y}_{1,li} - H_{1,li}\hat{X}_{1,li}^{(-)}), \quad (10)$$

$$P_{1,li}^{(+)} = (E - K_{1,li}H_{1,li})P_{1,li}^{(-)}(E - K_{1,li}H_{1,li})^T + K_{1,li}RK_{1,li}^T,$$

де $K_{1,li} = P_{1,li}^{(-)}H_{1,li}^T(H_{1,li}P_{1,li}^{(-)}H_{1,li}^T + R)^{\oplus}$; P_i – коваріаційна матриця помилок оцінок, R – коваріаційна матриця помилок спостережень $\bar{\eta}_i$, \oplus – символ псевдообернення матриці, $(-)$ і $(+)$ – значення елементів до і після корекції.

б) операція екстраполяції

$$\hat{X}_{1,li+1}^{(-)} = \Phi_{1,li}\hat{X}_{1,li}^{(+)}; \quad (11)$$

$$P_{1,li+1}^{(-)} = \Phi_{1,li}P_{1,li}^{(+)}\Phi_{1,li}^T + Q_{1,li},$$

де Q_i – коваріаційна матриця шуму $\bar{\xi}_i$ в моделі еволюції вектора стану.

Математичне моделювання процесу довіставки ІНС в польоті здійснювалося для таких умов: політ гіпотетичного ЛА в горизонтальній площині на висоті $H=1000\text{ м}$ з істинною швидкістю $V=300\text{ м/с}$ при маневрі “змійка” з амплітудою за курсом $0,5\text{ рад}$ та періодом $T=31,4\text{ сек}$.

При моделюванні складові систематичного дрейфу гіростабілізованої платформи приймалися рівними $0,03\text{ град/год}$ і зміщення показників акселерометру -10^{-3} м/с^2 , крок дискретизації часу $\Delta t=0,1\text{ сек}$.

На рис.2 представлені характерні реалізації похибок визначення орієнтації ГСП по вертикалі ($\delta\alpha$, $\delta\beta$) та в азимуті ($\delta\Delta\psi$) як функції часу при заданих $\sigma_R=10\text{ м}$ та $\sigma_V=0,03\text{ м/с}$.

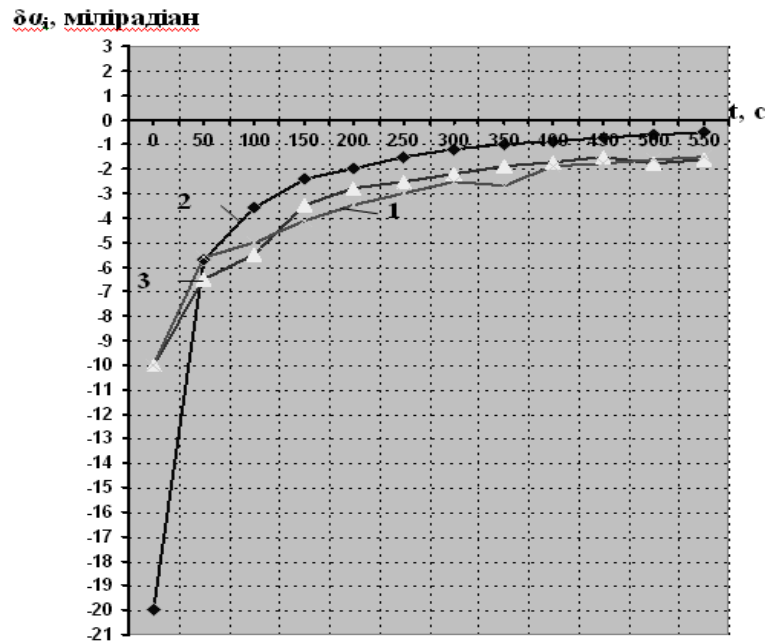


Рис.2. Реалізації похибок довіставки ІНС у польоті за інформацією СНС на маневрі “змійка” як функції часу польоту (1– $\delta\alpha$, 2– $\delta\Delta\psi$, 3 – $\delta\beta$)

З результатів моделювання видно, що на протязі 10 хв при виконанні ЛА маневру “змійка” в горизонтальній площині ІНС довістається по всіх трьох осях з похибкою не гірше 1,5 мілірадіан, що є в цілому задовільним для бойових літальних апаратів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Рогожин В.О., Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. – К.: НАУ, 2005. – 502 с.
2. Захарин Ф.М. Методы и алгоритмы прикладного анализа прикладного анализа. Выпуск 2. Статистическая фильтрация., К., КВВАИУ, 1978, 148 с.
3. Захарин Ф.М., Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації. Київ. «НАУ-друк», 2011.