

УДК 629.7.05

А.М. Кириченко, А.М. Зарубін

Військова частина А-2215, Бориспіль

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ПОХИБОК АЗИМУТАЛЬНОГО ВИСТАВЛЕННЯ ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ НА ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ПАРАМЕТРІВ

Аналізується вплив похибок азимутального виставлення інерціальних навігаційних систем на точність визначення положення вертикалі, абсолютної швидкості польоту та пройденого шляху, отримання аналітичних та графічних залежностей, що характеризують вплив похибок індукційних датчиків на точність функціонування інерціальних навігаційних систем.

Ключові слова: інерціальна навігаційна система, азимутальне виставлення, індукційний датчик.

Вступ

Постановка проблеми. Інерціально-навігаційна система (ІНС) є основним автономним джерелом навігаційної інформації на борту літального апарату (ЛА). Вона забезпечує визначення, обчислення та видачу на індикацію і в систему автоматичного керування (САК) складових абсолютної або шляхової швидкості, вертикального прискорення, кутів просторового положення ЛА, а на їх основі – інформації про напрямок польоту та пройдений шлях (координати місцеположення об'єкта).

Точність визначення вторинних пілотажно-навігаційних параметрів у повній мірі залежить від якості початкового виставлення гіроплатформ (ГП) ІНС та від інструментальних похибок датчиків первинної інформації – акселерометрів та гіроскопів.

Підвищення точності азимутального виставлення ГП – один зі шляхів поліпшення якості рішення навігаційних задач.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У складі інерціальних навігаційних систем як джерело первинної інформації про орієнтацію літального апарату відносно напрямку магнітного меридіану (магнітного курсу) використовується індукційний датчик (ІД), або ж визначення стоянкового курсу здійснюється неавтономними методами або гірокомпасуванням.

Початкове азимутальне виставлення від ІД відрізняється низькою точністю, але малим часовим інтервалом. І тому одним зі шляхів підвищення точності навігації є усунення методичних та інструментальних похибок ІД.

У вивченій автором літературі [1, 2, 4] приводиться аналіз впливу похибок початкового виставлення ГП ІНС на точність визначення вертикалі, абсолютної швидкості та пройденого шляху, але безвідносно до характеристик ІД.

Метою даної статті є проведення аналізу та визначення впливу похибок азимутального виставлення інерціальних навігаційних систем на точність визначення навігаційних параметрів

Основна частина

1. Математична модель похибок ІНС

Для побудови моделі розглянемо горизонтальний канал інерціальної системи (рис. 1), вважаючи, що при точному завданні початкових умов та відсутності інструментальних похибок повинна виконуватись рівність

$$\varepsilon = \varepsilon_n, \quad (1)$$

де $\varepsilon = S/R$ – пройдена літальним апаратом зі встановленою на ньому системою кутова відстань вздовж поверхні Землі; ε_n – кут повороту платформи гіровертикалі

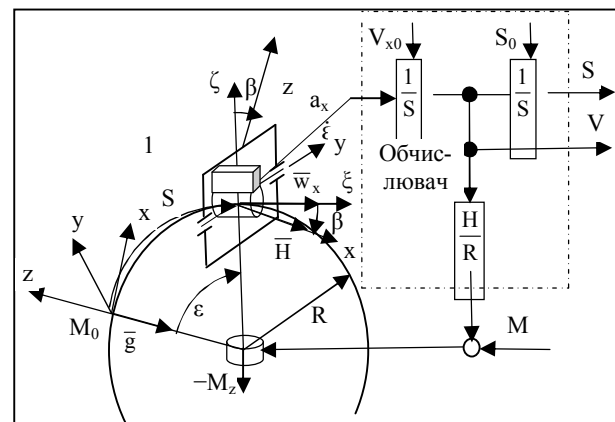


Рис. 1. Структура горизонтального каналу ІНС для аналізу похибок

При точному виставленні платформи по вертикалі відносно прискорення вздовж осі, що лежить у площині руху, дорівнює

$$a_x = w_x - g_x = w_x = \dot{V}_x. \quad (2)$$

Кінематичний зв'язок між абсолютною швидкістю V_x та кутом повороту вертикалі ε виражається очевидним рівнянням

$$\varepsilon = \int_0^t \frac{V_x(\tau)}{R} d\tau. \quad (3)$$

Кут відхилення платформи від вертикалі (рис. 1) дорівнює

$$\beta = \varepsilon_n - \varepsilon. \quad (4)$$

Проаналізуємо наслідки неточного виставлення гіроплатформи у горизонт (рис. 2). На рисунку позначені: ξ, ζ – осі супроводжувачого (опорного) тригранника у точці поточного місцеположення М літального апарата; x, z – осі приладового тригранника, що відображають дійсне положення гіроплатформи.

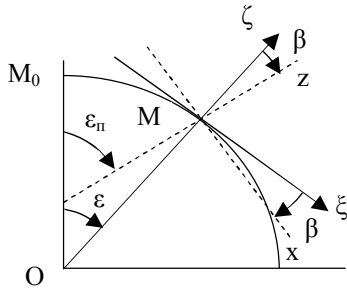


Рис. 2. Відхилення платформи від площини горизонту на кут β

Якщо при точному горизонтуванні сигнал акселерометра дорівнював

$$a_x = w_x - g_x = w_x = a_{x0}, \quad (5)$$

то при похибці β (вважаючи, що цей кут малий)

$$\begin{aligned} a_x &= a_\xi \cos \beta - a_\zeta \sin \beta \approx \\ &\approx a_\xi - a_\zeta \beta = \dot{V}_\xi - n_\zeta g \beta, \end{aligned} \quad (6)$$

де $n_\zeta = a_\zeta / g$ – перевантаження вздовж осі ζ , викликане прискоренням від негравітаційних сил.

Визначимо зв'язок між відхиленням платформи від вертикалі та прискоренням \dot{V}_x .

Оскільки кут ε_n витримується за допомогою елементів інерціальної системи (акселерометра та гіроскопа), то [2]

$$\beta(S) = \varepsilon_n(S) - \varepsilon(S) = a_x(S) \frac{k}{HS^2} - \dot{V}_\xi(S) \frac{1}{RS^2}. \quad (7)$$

Співмножник при $a_x(S)$ запишемо у вигляді

$$\frac{k}{HS^2} = \frac{k_a k_i}{S} k_{DM} \frac{1}{HS}, \quad (8)$$

де k_a – коефіцієнт підсилення акселерометра; k_i – інтегратора; k_{DM} – датчика моменту гіроскопа; $a_x(S)$ визначається рівнянням (6).

З урахуванням співвідношень (6) – (8) структурна схема горизонтального каналу інерціальної гіровертикалі прийме вигляд, зображений на рис. 3. Ця структура називається *математичною моделлю* ІНС і може застосовуватись для аналізу динамічних та точнісних характеристик.

Розглядаючи рівняння (7) з урахуванням умови незбурюваності ІНС горизонтальними прискореннями (умови Шулера) [1, 5]

$$\frac{k}{HS} = \frac{1}{R}, \quad (9)$$

та враховуючи рівняння (5), отримаємо

$$\begin{aligned} \beta(S) &= \dot{V}_\xi(S) \frac{k}{HS^2} - \beta(S) \frac{n_\zeta g k}{HS^2} - \dot{V}_\xi(S) \frac{1}{RS^2} = \\ &= -\beta(S) \frac{n_\zeta g}{RS^2} \end{aligned} \quad (10)$$

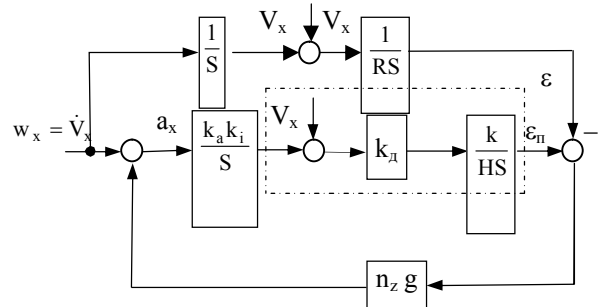


Рис. 3. Структурна схема математичної моделі ІНС

Із співвідношення (10) отримується диференціальне рівняння

$$\ddot{\beta}(S) + \frac{n_\zeta g}{R} \beta(S) = 0, \quad (11)$$

характеристичне рівняння якого має вигляд

$$\lambda^2 + \frac{n_\zeta g}{R} = 0, \quad (12)$$

а корні (при $n_\zeta = 1$) дорівнюють

$$\lambda_1 = j\sqrt{\frac{g}{R}} = j\omega_0; \quad \lambda_2 = -j\sqrt{\frac{g}{R}} = -j\omega_0. \quad (13)$$

Чисто уявні корні свідчать про те, що інерціальна курсовертикаль є *консервативною ланкою*, тобто коливання у ній відбуваються з постійною амплітудою.

2. Похибки початкового виставлення ІНС

Рівняння (11) має загальне рішення у вигляді

$$\beta(t) = A \sin \omega_0 t + B \cos \omega_0 t, \quad (14)$$

де A та B визначаються початковими умовами. При $t = 0$ з рівняння (14) маємо $B = \beta(0)$.

Після диференціювання рівняння (14) отримаємо

$$\dot{\beta}(t) = A \omega_0 \cos \omega_0 t - B \omega_0 \sin \omega_0 t; \quad (15)$$

тому при $t = 0$

$$\dot{\beta}(0) = A \omega_0 \quad \text{або} \quad A = \frac{\dot{\beta}(0)}{\omega_0}. \quad (16)$$

Тоді

$$\beta(t) = \frac{\dot{\beta}(0)}{\omega_0} \sin \omega_0 t + \beta(0) \cos \omega_0 t. \quad (17)$$

Рівняння (17) описує рух гіроплатформи відносно вертикалі місця при неточному її виставленні у площину горизонту (наявності кута β), але, оскільки похибки азимутального виставлення зв'язані з іншими похибками, необхідно послідовно виконати

аналіз і цих похибок.

Для аналізу похибок початкового виставлення ІНС скористаємось структурною схемою одного каналу гіровертикалі з урахуванням ідеальної моделі руху опорного тригранника, а також ідентичності перетворення сигналів \dot{V}_{x0} та $V_x(0)$ (рис. 3). Для оцінки виходу інтегратора в одиницях швидкості та спрощення аналізу будемо вважати $k_a k_i = 1$. Тоді умову незбурюваності можна записати у вигляді

$$\frac{k}{H} = \frac{k_a k_i k_{DM}}{H} = \frac{k_{DM}}{H} = \frac{1}{R}. \quad (18)$$

Похибки початкового виставлення ІНС обумовлені:

- похибками введення початкового кута $\beta(0)$;
- похибками введення початкової швидкості $\Delta V_x(0)$;
- похибками азимутального виставлення.

2.1. Похибки введення початкового кута ($\beta(0) = 0$)

З рівняння (17) маємо

$$\beta(t) = \beta(0) \cos \omega_0 t, \quad (19)$$

тобто коливання в каналі гіровертикалі не затухають. При цьому похибка по швидкості (вважаючи, що $\Delta V_{x0} = 0$) визначається виразом

$$\begin{aligned} \Delta V_x(t) &= -\int_0^t g\beta(\tau) d\tau = -g\beta(0) \int_0^t \cos \omega_0 \tau d\tau = \\ &= -g\beta(0) \frac{1}{\omega_0} \sin \omega_0 t \frac{\omega_0}{\omega_0} = \frac{g}{\omega_0^2} \beta(0) \omega_0 \sin \omega_0 t \Big|_{\omega_0^2 = \frac{g}{R}} = \\ &= -\beta(0) R \omega_0 \sin \omega_0 t. \end{aligned}$$

У кінцевому вигляді маємо

$$\Delta V_x(t) = -\beta(0) R \omega_0 \sin \omega_0 t. \quad (20)$$

Для визначення похибки зчислення координат з рівняння (20) інтегруванням отримаємо

$$\begin{aligned} \Delta X(t) &= \int_0^t \Delta V_x(\tau) d\tau = -\int_0^t \beta(0) R \omega_0 \sin \omega_0 \tau d\tau = \\ &= \beta(0) R \omega_0 \frac{1}{\omega_0} \cos \omega_0 \tau \Big|_0^t = -\beta(0) R (1 - \cos \omega_0 t). \end{aligned}$$

Тобто

$$\Delta X(t) = -\beta(0) R (1 - \cos \omega_0 t). \quad (21)$$

Величина $\beta(0)R$ характеризує похибку у визначенні координат місцеположення літального апарата. Оскільки радіус Землі $R = 6371$ км, то вже це одне дає уявлення про жорсткість вимог до горизонтального виставлення гіроплатформи.

2.2. Похибки введення початкової швидкості ($\Delta V_x(0) \neq 0$).

При аналізі цих похибок будемо вважати, що похибка введення початкового кута $\beta(0) = 0$. У даному випадку

$$\dot{\beta}(0) = \frac{\Delta V_x(0)}{R} = \frac{\Delta V_{x0}}{R}. \quad (22)$$

Підставивши у рівняння (17) $\Delta V_x(0)$ та $\beta(0) = 0$, отримаємо

$$\beta(t) = \frac{\Delta V_{x0}}{R \omega_0} \sin \omega_0 t. \quad (23)$$

Тоді вираз для координати можна записати як

$$\Delta X(t) = R\beta(t) = \frac{\Delta V_{x0}}{R \omega_0} \sin \omega_0 t. \quad (24)$$

Після диференціювання рівняння (24) формально отримаємо

$$\Delta V_x(t) = \Delta V_{x0} \cos \omega_0 t. \quad (25)$$

2.3. Похибки азимутального виставлення

Ці похибки мають складний характер, оскільки для їх аналізу необхідний облік перехресних зв'язків каналів ІНС. Похибка азимутального виставлення приводить до повороту обчислювальної лінії шляху відносно дійсної, і

$$\begin{aligned} \Delta X &= Y \Delta \Psi_0; \quad \Delta Y = -X \Delta \Psi_0; \\ \Delta V_x &= V_y \Delta \Psi_0; \quad \Delta V_y = -V_x \Delta \Psi_0, \end{aligned} \quad (26)$$

де ΔX , ΔY – похибки по координатах; ΔV_x , ΔV_y – похибки по швидкості; $\Delta \Psi_0$ – похибка виставлення стоянкового курсу.

Похибки азимутального виставлення є одними з основних в ІНС. Їх кінцеві аналітичні вирази мають вигляд:

– по вертикалі (див. рівняння (23)):

$$\beta(t) = \frac{\Delta V_{x0}}{R \omega_0} \sin \omega_0 t = \frac{V_y \Delta \Psi_0}{R \omega_0} \sin \omega_0 t; \quad (27)$$

– по швидкості (див. рівняння (20), (26)):

$$\begin{aligned} \Delta V_x(t) &= -\int_0^t g\beta(\tau) d\tau = -\frac{g V_y \Delta \Psi_0}{R \omega_0} \int_0^t \sin \omega_0 \tau d\tau = \\ &= -V_y \Delta \Psi_0 (1 - \cos \omega_0 t); \end{aligned} \quad (28)$$

– по координаті (див. рівняння (26), (28)):

$$\Delta X(t) = -\int_0^t \Delta V_x(\tau) d\tau = -V_y \Delta \Psi_0 \left(t - \frac{1}{\omega_0} \sin \omega_0 t \right). \quad (29)$$

З рівнянь (27) – (29) витікає, що неточне виставлення гіроплатформи ІНС в азимуті приводить до похибки по вертикалі, що змінюється за синусоїдним законом (рівняння (27)). Похибка по швидкості у цьому випадку містить коливальну та постійну складові, що описуються рівнянням (28), а по координаті – коливальну та зростаючу з часом складові (рівняння (29), рис. 4).

Слід підкреслити, що графіки на рис. 4 ілюструють викривлення навігаційних параметрів при досить незначній похибці введеного стоянкового курсу: $\Delta \Psi_0 = 0,001$ рад.

Зростання похибки визначення пройденого шляху з часом є найбільш несприятливим явищем у роботі ІНС.

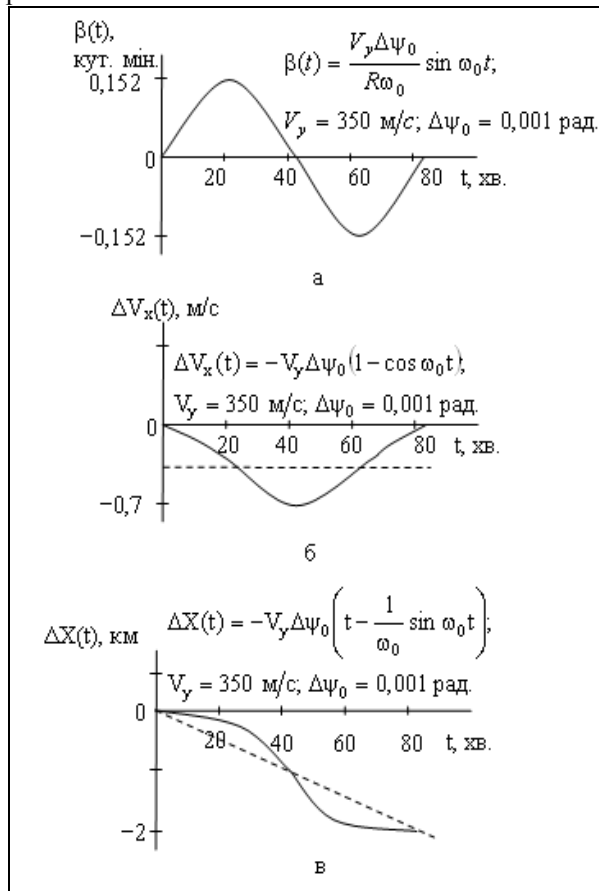


Рис. 4. Похибки ІНС від неточного азимутального виставлення гіроплатформи:
а – у визначенні вертикалі;
б – у визначенні швидкості;
в – у визначенні координати (пройденого шляху)

Крім похибок азимутального виставлення інерціальним навігаційним системам властиві похибки, обумовлені точнісними характеристиками датчиків первинної інформації (в тому числі й ІД) та іншими факторами.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ АЗИМУТНОГО ВЫСТАВЛЕНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

А.М. Кириченко, А.М. Зарубин

Анализируется влияние погрешностей азимутного выставления инерциальных навигационных систем на точность определения положения вертикали, абсолютной скорости полета и пройденного пути, получение аналитических и графических зависимостей, которые характеризуют влияние погрешностей индукционных датчиков на точность функционирования инерциальных навигационных систем.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, азимутное выставление, индукционный датчик.

ANALYSIS OF INFLUENCING OF ERRORS OF AZIMUTH EXPOSURE OF INERCIAL'NIKH OF NAVIGATION SYSTEMS ON EXACTNESS OF DETERMINATION OF NAVIGATION PARAMETERS

A.M. Kirichenko, A.M. Zarubin

Influence of errors of azimuth exposure of inertial of the navigation systems is analysed on exactness of determination of position of vertical line, to absolute speed of flight and passed way, receipt of analytical and graphic dependences which characterize influence of errors of induction sensors on exactness of functioning of inertial of the navigation systems.

Keywords: of inertial are the navigation system, azimuth exposure, induction sensor.

ВИСНОВОК

Азимутальне виставлення гіроплатформ сучасних ІНС може відбуватись різними методами з застосуванням як неавтономних, так і автономних засобів.

При неавтономних методах як джерела інформації про стоянковий курс ЛА застосовуються розмітка стоянки, бортові оптичні приціли та теодоліти. При цьому обмежувальними факторами є погодні умови та пора доби. Автономне виставлення передбачає фізичне або аналітичне гірокомпасування, або ж використання інформації про магнітний курс від індукційного датчика [2]. Такий метод є найбільш оперативним, оскільки потребує мінімуму затрат часу, але він відрізняється низькою точністю (середньоквадратичне відхилення складає 87 кутових мінут), обумовленою багатьма факторами, у тому числі і впливом магнітної девіації. Якість автономного виставлення від ІД може бути підвищена шляхом удосконалення девіаційних робіт на борту літальних апаратів.

Список літератури

1. Авиационные приборы и навигационные системы / под ред. О.А. Бабича. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. – 224 с.
2. Зарубин А.Н. Методы и средства начальной выкладки инерциальных навигационных систем / А.Н. Зарубин. – Х.: ХВВАИУ, 1987. – 186 с.
3. Кожухов В.П. Магнитные компасы / В.П. Кожухов, В.В. Воронов, В.В. Григорьев. – М.: «Транспорт», 1981. – 198 с.
4. Зарубин А.М. Системы ориентации та навігації. Ч. I. Системы ориентации / А.М. Зарубин. – Х.: XI ВПС, 2004. – 280 с.
5. Зарубин А.Н., Зенович А.Е. Навигационные системы летательных аппаратов / А.Н. Зарубин, А.Е. Зенович. – Х.: ХВВАИУ, 1991. – 260 с.

Надійшла до редколегії 25.10.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.