

УДК 629.7.05

А.М. Кириченко¹, А.В. Кучинська², С.Ю. Маренич²

¹Військова частина А-2215, Бориспіль

²Харківський університет Повітряних Сил ім. І.Кожедуба, Харків

ВПЛИВ ПОХИБОК АЗИМУТАЛЬНОГО ВИСТАВЛЕННЯ ІНЕРЦІАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ НА ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ПАРАМЕТРІВ

Аналізується вплив похибок азимутального виставлення інерціальних навігаційних систем (ІНС) на точність визначення положення вертикалі, абсолютної швидкості польоту та пройденого шляху. Оскільки метод визначення стоянкового курсу за індукційним датчиком відрізняється найбільшою оперативністю і цей датчик є єдиним для виставлення курсу в польоті, то ставиться задача підвищення точності магнітного каналу ІНС.

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

Вступ

Постановка проблеми. 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 напря-

мок 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 авторами 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 отримання аналітичних та графічних залежностей, що характеризують вплив похибок ІД на точність функціонування ІНС. Такі залежності отримуються з аналізу математичної моделі ІНС.

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

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

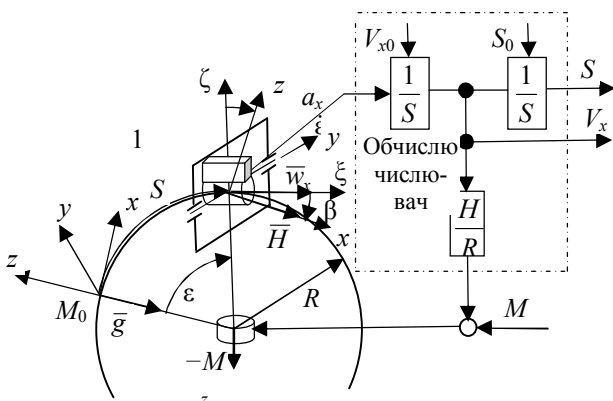


Рис. 1. Структура горизонтального каналу ІНС для аналізу похибок

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

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, як витикає з рис. 1, дорівнює

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

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

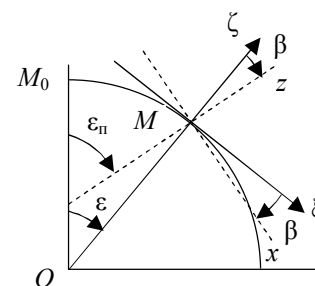


Рис. 2. Відхилення платформи від площини горизонту на кут β

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)

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

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; $k_{дм}$ – 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.

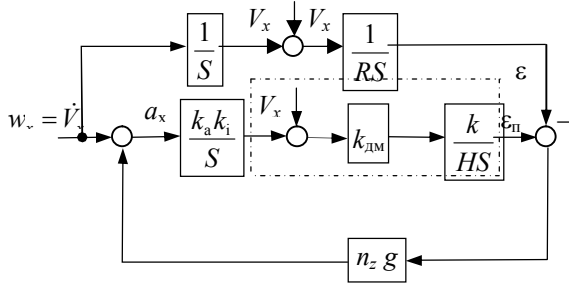


Рис. 3. Структурна схема математичної моделі ІНС

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

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

та враховуючи рівняння (5), отримаємо

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

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) $B = \beta(0)$;
- після диференціювання рівняння (14) отримаємо

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

– при $t = 0$ з рівняння (15) витікає

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

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 їх аналіз.

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 $V_x(0)$ (див. 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

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

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

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

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)):

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

– 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 цьому рисунку 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.

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

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. – 226 с.*
2. *Зарубин А.Н. Методы и средства начальной выставки инерциальных навигационных систем / А.Н. Зарубин. – Х.: ХВВАИУ, 1987. – 326 с.*
3. *Кожухов В.П. Магнитные компасы / В.П. Кожухов, В.В. Воронов, В.В. Григорьев. – М.: Транспорт, 1981. – 162 с.*

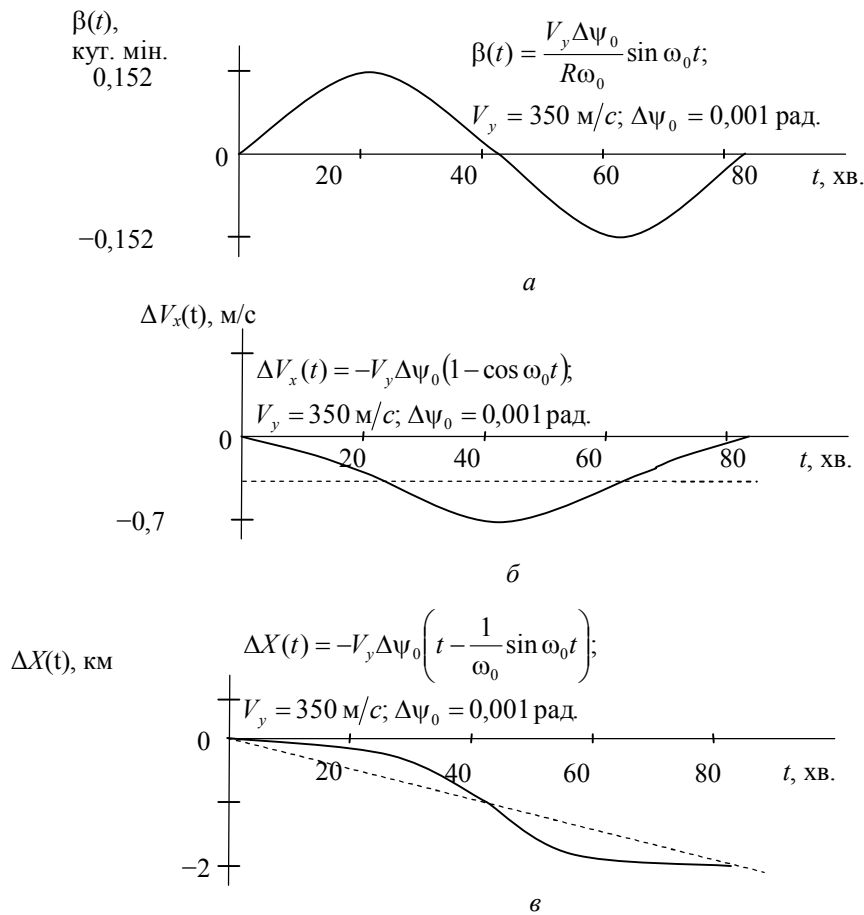


Рис. 4. Похибки ІНС від неточного азимутального виставлення гіроплат форми: а – у визначенні вертикалі; б – у визначенні швидкості; в – у визначенні координати (пройденого шляху)

4. Зарубін А.М. Системи орієнтації та навігації. Част. I. Системи орієнтації / А.М. Зарубін. – Х.: ХІ ВПС, 2004. – 160 с.

5. Зарубин А.Н. Навигационные системы летательных аппаратов / А.Н. Зарубин, А.Е. Зенович. – Х.: ХВВАИУ, 1991. – 204 с.

Надійшла до редколегії 14.11.2012

Рецензент: канд. техн. наук, доцент О.С. Зенович, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ВЛИЯНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ВЫСТАВЛЕНИЯ ПО АЗИМУТУ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

А.М. Кириченко, А.В. Кучинская, С.Ю. Маренич

Анализируется влияние погрешностей азимутного выставления инерциальных навигационных систем (ИНС) на точность определения положения вертикали, абсолютной скорости полета и пройденного пути. Поскольку метод определения требуемого курса по индукционному датчику отличается наибольшей оперативностью и этот датчик является единственным для выставления курса в полете, то ставится задача повышения точности магнитного канала ИНС.

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

INFLUENCE OF ERRORS OF AZIMUTH EXPOSURE OF INERTIAL NAVIGATIONALS IS ON EXACTNESS OF DETERMINATION OF NAVIGATION PARAMETERS

A.M. Kirichenko, A.V. Kuchinska, S.Yu. Marenich

Influence of errors of azimuth exposure of inertial navigational systems (INS) is analysed on exactness of position-finding vertical line, absolute speed of flight and passed way. As a method of determination of course after an induction sensor differs a most operationability and this sensor is the unique for the exposure of course in flight, the task of increase of exactness of magnetic channel INS is put.

Keywords: inertial navigational system, azimuth exposure, induction sensor.